



TUGAS AKHIR - SM 141501

KENDALI KESTABILAN KAPAL KORVET KELAS SIGMA DALAM MISI PENEMBAKAN MENGGUNAKAN MODEL PREDICTIVE CONTROL (MPC)

DIAN EKA WARDHANI
NRP 06111440000008

Dosen Pembimbing
Subchan, Ph.D
Tahiyatul Asfihani, S.Si, M.Si

DEPARTEMEN MATEMATIKA
Fakultas Matematika, Komputasi dan Sains Data
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2018



TUGAS AKHIR - SM141501

**KENDALI KESTABILAN KAPAL KORVET KELAS
SIGMA DALAM MISI PENEMBAKAN
MENGUNAKAN MODEL PREDICTIVE
CONTROL (MPC)**

DIAN EKA WARDHANI
NRP 06111440000008

Dosen Pembimbing:
Subchan, Ph.D
Tahiyatul Asfihani, S.Si, M.Si

DEPARTEMEN MATEMATIKA
Fakultas Matematika, Komputasi, dan Sains Data
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2018



FINAL PROJECT - SM141501

**STABILITY CONTROL OF CORVETTE SIGMA IN
MISSILE FIRING MISSION USING MODEL
PREDICTIVE CONTROL (MPC)**

DIAN EKA WARDHANI
NRP 06111440000008

Supervisors:
Subchan, Ph.D
Tahiyatul Asfihani, S.Si, M.Si

DEPARTMENT OF MATHEMATICS
Faculty of Mathematics, Computing, and Data Science
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2018

LEMBAR PENGESAHAN
KENDALI KESTABILAN KAPAL KORVET
KELAS SIGMA DALAM MISI PENEMBAKAN
MENGUNAKAN *MODEL PREDICTIVE*
***CONTROL* (MPC)**
STABILITY CONTROL OF CORVETTE
SIGMA IN MISSILE FIRING MISSION
USING MODEL PREDICTIVE CONTROL
(MPC)

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Untuk Memperoleh Gelar Sarjana Sains
pada

Bidang Studi Matematika Terapan
Program Studi S-1 Departemen Matematika
Fakultas Matematika, Komputasi, dan Sains Data
Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya

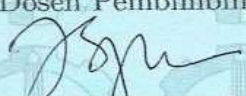
Oleh:


DIAN EKA WARDHANI
NRP. 06111440000008

Menyetujui,

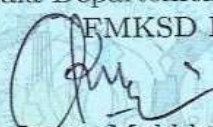
Dosen Pembimbing II,

Dosen Pembimbing I,


Tahiyatul Asfihani, S.Si, M.Si
NIP. 19870728 201404 2 001


Subchan, Ph.D
NIP. 19710513 199702 1 001

Mengetahui,
Kepala Departemen Matematika
FMKSD ITS


Dr. Imam Mukhlash, S.Si, MT
NIP. 19700831 199403 1 003

Surabaya, Agustus 2018

KENDALI KESTABILAN KAPAL KORVET KELAS SIGMA DALAM MISI PENEMBAKAN MENGUNAKAN *MODEL PREDICTIVE CONTROL* (MPC)

Nama Mahasiswa : DIAN EKA WARDHANI
NRP : 06111440000008
Departemen : Matematika FMKSD-ITS
Pembimbing : 1. Subchan, Ph.D
2. Tahiyyatul Asfihani, S.Si, M.Si

Abstrak

Kapal perang Korvet Kelas SIGMA adalah kapal perang yang digunakan untuk patroli zona maritim ZEE (Zona Ekonomi Eksekutif), pencarian, dan penyelamatan. Untuk melaksanakan fungsi tersebut kapal Korvet Kelas SIGMA dilengkapi dengan beberapa senjata dan salah satunya adalah rudal atau peluru kendali pertahanan udara vertikal MICA II. Kapal Korvet Kelas SIGMA ini juga dilengkapi dengan sensor radar Smart-S yang dapat mendeteksi sasaran maupun peluru tersembunyi. Saat melakukan penembakan rudal, kapal perang akan mendapat gaya impact akibat dari penembakan tersebut, sehingga diperlukan suatu kendali pada kapal (ship heading control) untuk mengembalikan kestabilan kapal. Pada Tugas Akhir ini dibahas mengenai kendali kapal saat melakukan penembakan dengan mempertimbangkan dua derajat kebebasan yaitu sway dan yaw. Metode yang digunakan dalam menyelesaikan permasalahan ini adalah Model Predictive Control (MPC).

Model Predictive Control (MPC) merupakan metode yang digunakan untuk memberikan kendali pada kestabilan kapal saat melakukan misi penembakan. Pada metode ini dilakukan pembentukan fungsi objektif dan pendefinisian kendala yang sesuai dengan kondisi kapal saat menembak.

Kemudian dilakukan optimasi untuk mendapatkan output berupa sudut yaw yang akan mendekati nilai acuan dan meminimalkan selisih antara nilai acuan dengan output prediksi agar kapal dapat kembali stabil setelah melakukan penembakan rudal dengan input kontrol berupa sudut kemudi (rudder). Hasil simulasi menunjukkan bahwa pengendali MPC dapat membuat sudut haluan kapal mendekati sudut referensi. Dari tiga skenario, performansi terbaik dicapai pada saat N_p adalah 25, ditinjau dari segi RMSE.

Kata-kunci: *Model Predictive Control (MPC), sudut kemudi(rudder)*

STABILITY CONTROL OF CORVETTE SIGMA IN MISSILE FIRING MISSION USING MODEL PREDICTIVE CONTROL (MPC)

Name : DIAN EKA WARDHANI
NRP : 06111440000008
Department : Mathematics FMKSD-ITS
Supervisors : 1. Subchan, Ph.D
2. Tahiyatul Asfihani, S.Si, M.Si

Abstract

The SIGMA Class Corvette warship is a warship used to patrol the ZEE maritime zone (Executive Economic Zone), search, and rescue. To carry out this function the SIGMA Class Corvette ship is equipped with several weapons and one of them is a MICA II vertical air defense missile or missile. The SIGMA Class Corvette ship is also equipped with a Smart-S radar sensor that able to detect targets or hidden bullets. When firing a missile, the warship will get impact force resulting from the shooting, therefor it takes a heading control to restore the stability of the ship (ship heading control). This Final Project discuss the control of the ship during the shooting by considering the two degrees of freedom are sway and yaw. The method used to solve this problem is Model Predictive Control (MPC).

The Predictive Control Model (MPC) is a method used to provide control over the stability of ships while performing shooting missions. In this method the formation of objective function and deformation of constraints is in accordance with the condition of the ship when firing. Then optimization is done to get the output of the yaw angle which will approach the reference value and minimize the difference between the reference value and the predicted output so that the ship can be stable again after firing the missile with the control input in

the form of a rudder angle. The simulation results show that the MPC controller can make the ship's bow angle approach the reference angle. From three scenarios, the best performance is achieved when $N_p = 25$ first scenario, in terms of RMSE.

Keywords: *Model Predictive Control, rudder.*

KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur bagi Tuhan Yang Maha Esa yang telah memberikan rahmat, kasih sayang, dan berkat-NYA, sehingga penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir yang berjudul:

KENDALI KESTABILAN KAPAL KORVET KELAS SIGMA DALAM MISI PENEMBAKAN MENGUNAKAN *MODEL PREDICTIVE CONTROL* (MPC)

sebagai salah satu syarat kelulusan Program Sarjana Departemen Matematika FMKSD Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya.

Tugas Akhir ini dapat terselesaikan dengan baik berkat bantuan dan dukungan dari berbagai pihak. Oleh karena itu, penulis menyampaikan ucapan terima kasih kepada :

1. Dr. Imam Mukhlash, S.Si, MT, selaku Kepala Departemen Matematika ITS yang telah memberikan dukungan dan motivasi selama perkuliahan hingga terselesaikannya Tugas Akhir ini.
2. Bapak Dr. Didik Khusnul Arif, S.Si, M.Si selaku Kaprodi S1 dan Bapak Drs. Iis Herisman, M.Sc selaku Sekretaris Kaprodi S1 yang telah memberikan banyak bantuan dalam proses pengumpulan Tugas Akhir ini.
3. Bapak Subchan, Ph.D dan Ibu Tahiyatul Asfihani S.Si, M.Si selaku dosen pembimbing atas segala bimbingan dan motivasinya kepada penulis dalam mengerjakan

Tugas Akhir ini sehingga dapat terselesaikan dengan baik.

4. Bapak Dr. Chairul Imron, MI.Komp, Bapak Drs. Kamiran, M.Si, Bapak Drs. Komar Baihaqi, M.Si, selaku dosen penguji atas saran yang telah diberikan demi perbaikan Tugas Akhir ini.
5. Bapak Dr. Hariyanto, M.Si selaku dosen wali yang telah memberikan arahan akademik.
6. Bapak Ibu dosen serta seluruh staf Tenaga Kependidikan Departemen Matematika Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
7. Keluarga (Ibu, Bapak, dan Adik) tercinta terima kasih atas doa dan dukungannya yang selalu dicurahkan kepada penulis.
8. Para sahabat penulis Nuke, Nadcik, Mas Uzu, Pengirim bunga mawar dan 'Bu Hani Squad' Baity, Giska, dan Winkwink yang selalu menjadi tempat penulis untuk berkeluh kesah dan menemani penulis untuk berpusing-pusing ria.
9. Dek Venansius Ryan yang sudah mengirimkan berbagi macam buku yang penulis perlukan.
10. Mas Heri Purnawan yang sudah memberikan ilmunya dengan tulus ikhlas.
11. Teman-teman mahasiswa matematika ITS angkatan 2013 khususnya AKSIOMA dan STI-49 yang telah memberikan masa-masa berkesan bagi penulis selama menjadi bagian dari mereka.

12. Semua pihak yang tidak bisa penulis sebutkan satu-persatu, terima kasih telah memberikan saran, dukungan, motivasi dan membantu sampai terselesaikannya Tugas Akhir ini.

Penulis juga menyadari bahwa dalam Tugas Akhir ini masih terdapat kekurangan. Oleh sebab itu, kritik dan saran yang bersifat membangun sangat penulis harapkan demi kesempurnaan Tugas Akhir ini. Akhirnya, penulis berharap semoga Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi banyak pihak.

Surabaya, Juli 2018

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
LEMBAR PENGESAHAN	v
ABSTRAK	vii
ABSTRACT	ix
DAFTAR ISI	xv
DAFTAR GAMBAR	xix
DAFTAR TABEL	xxiii
DAFTAR SIMBOL	xxv
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Batasan Masalah	4
1.4 Tujuan	4
1.5 Manfaat	5
1.6 Sistematika Penulisan	5
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	7
2.1 Penelitian Terdahulu	7
2.2 Model Matematika Dinamika Kapal	9
2.3 Model Matematika Gaya <i>Impact</i> pada Kapal	17
2.4 Keterkontrolan	20
2.5 Model Predictive Control (MPC)	20
2.5.1 Formulasi Plan Model	24
2.5.2 Optimasi Fungsi Tujuan	26

BAB III	METODE PENELITIAN	29
3.1	Tahap Penelitian.....	29
3.2	Alur Penelitian	31
BAB IV	ANALISIS DAN PEMBAHASAN	33
4.1	Persamaan Model Matematika pada Kapal ..	33
4.1.1	Model Matematika Dinamika Kapal...	33
4.1.2	Model Matematika Gaya <i>Impact</i> pada Kapal	39
4.1.3	Model Matematika Dinamika Kapal dengan Gaya <i>Impact</i>	42
4.1.4	Uji Keterkontrolan	47
4.1.5	Diskritisasi Model	47
4.2	Desain Kendali dengan Menggunakan <i>Model Predictive Control</i>	50
4.2.1	Formulasi Fungsi Objektif	50
4.2.2	Formulasi Fungsi Kendala	52
4.3	Simulasi dan Analisis Penerapan <i>Model Predictive Control</i> (MPC) pada Kendali Haluan Kapal	58
4.3.1	Simulasi Kendali Haluan Kapal Melakukan Penembakan Setelah Mencapai Posisi Sudut Yang Diinginkan	59
4.3.2	Simulasi Kendali Haluan Kapal Melakukan Penembakan Sebelum Mencapai Posisi Sudut Yang Diinginkan	76
4.3.3	Simulasi Kendali Haluan Kapal Saat Melakukan Penembakan	93
4.3.4	Simulasi Kendali Haluan Kapal Melakukan Penembakan Sesaat Sebelum Kapal Menghadap Sudut Referensi	107

BAB V	PENUTUP	129
5.1	Kesimpulan	129
5.2	Saran	129
DAFTAR PUSTAKA		131
LAMPIRAN A	Biodata Penulis	135

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Enam gerak kapal	10
Gambar 2.2	Proyeksi gaya tembak terhadap sumbu x dan sumbu z	18
Gambar 2.3	Proyeksi gaya tembak terhadap sumbu x dan sumbu y	19
Gambar 2.4	Strategi MPC	21
Gambar 2.5	Struktur dasar MPC[2]	21
Gambar 3.1	Diagram Metode Penelitian Tugas Akhir.	31
Gambar 4.1	Sudut <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	60
Gambar 4.2	Kecepatan <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	61
Gambar 4.3	Sudut <i>rudder</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	62
Gambar 4.4	Kecepatan <i>Sway</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	64
Gambar 4.5	Sudut <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	65
Gambar 4.6	Kecepatan <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	66
Gambar 4.7	Sudut <i>rudder</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	67
Gambar 4.8	Kecepatan <i>Sway</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	68
Gambar 4.9	Sudut <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	69
Gambar 4.10	Kecepatan <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	70
Gambar 4.11	Sudut <i>rudder</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	71
Gambar 4.12	Kecepatan <i>Sway</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	73
Gambar 4.13	Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 15$	74
Gambar 4.14	Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 17$	75
Gambar 4.15	Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 20$	75
Gambar 4.16	Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 25$	76
Gambar 4.17	Sudut <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	77
Gambar 4.18	Kecepatan <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	78

Gambar 4.19 Sudut <i>rudder</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	79
Gambar 4.20 Kecepatan <i>Sway</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	80
Gambar 4.21 Sudut <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	81
Gambar 4.22 Kecepatan <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	82
Gambar 4.23 Sudut <i>rudder</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	83
Gambar 4.24 Kecepatan <i>Sway</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	84
Gambar 4.25 Sudut <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	85
Gambar 4.26 Kecepatan <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	86
Gambar 4.27 Sudut <i>rudder</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	87
Gambar 4.28 Kecepatan <i>Sway</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	88
Gambar 4.29 Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 15$	91
Gambar 4.30 Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 17$	91
Gambar 4.31 Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 20$	92
Gambar 4.32 Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 25$	92
Gambar 4.33 Sudut <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	94
Gambar 4.34 Kecepatan <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	94
Gambar 4.35 Sudut <i>rudder</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	95
Gambar 4.36 Kecepatan <i>Sway</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	96
Gambar 4.37 Sudut <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	97
Gambar 4.38 Kecepatan <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	98
Gambar 4.39 Sudut <i>rudder</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	99
Gambar 4.40 Kecepatan <i>Sway</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	100
Gambar 4.41 Sudut <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	101
Gambar 4.42 Kecepatan <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	102
Gambar 4.43 Sudut <i>rudder</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	103
Gambar 4.44 Kecepatan <i>Sway</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	103
Gambar 4.45 Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 15$	105
Gambar 4.46 Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 17$	105
Gambar 4.47 Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 20$	106
Gambar 4.48 Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 25$	106
Gambar 4.49 Sudut <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	108
Gambar 4.50 Kecepatan <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	109
Gambar 4.51 Sudut <i>rudder</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	110

Gambar 4.52 Kecepatan <i>Sway</i> Untuk $\alpha_M = 15^\circ$	111
Gambar 4.53 Sudut <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	112
Gambar 4.54 Kecepatan <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	113
Gambar 4.55 Sudut <i>rudder</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	114
Gambar 4.56 Kecepatan <i>Sway</i> Untuk $\alpha_M = 30^\circ$	115
Gambar 4.57 Sudut <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	116
Gambar 4.58 Kecepatan <i>Yaw</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	117
Gambar 4.59 Sudut <i>rudder</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	118
Gambar 4.60 Kecepatan <i>Sway</i> Untuk $\alpha_M = 45^\circ$	119
Gambar 4.61 Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 15$	120
Gambar 4.62 Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 17$	121
Gambar 4.63 Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 20$	121
Gambar 4.64 Perbandingan Sudut <i>Yaw</i> $N_p = 25$	122

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Notasi pada dinamika kapal[8]	10
Tabel 2.2	Variabel Normalisasi Sistem Prime I	15
Tabel 4.1	Data Parameter KRI Corvet Kelas Sigma	34
Tabel 4.2	Koefisien Hidrodinamika Kapal	37
Tabel 4.3	Percepatan Missile dengan Kendali APN .	40
Tabel 4.4	Paramater Awal Penembakan	41
Tabel 4.5	Keluaran Sudut <i>yaw</i> Skenario I	74
Tabel 4.6	Keluaran Sudut <i>yaw</i> Skenario II dengan t_t detik ke 2,5	89
Tabel 4.7	Keluaran Sudut <i>yaw</i> Skenario II dengan t_t detik ke 4	90
Tabel 4.8	Keluaran Sudut <i>yaw</i> Skenario III	104
Tabel 4.9	Keluaran Sudut <i>yaw</i> Skenario IV	120
Tabel 4.10	Nilai RMSE Skenario Pertama	123
Tabel 4.11	Nilai RMSE Skenario Kedua dengan t_t detik ke 2,5	124
Tabel 4.12	Nilai RMSE Skenario Kedua dengan t_t detik ke 4	125
Tabel 4.13	Nilai RMSE Skenario Ketiga	126
Tabel 4.14	Nilai RMSE Skenario Keempat	127

Daftar Simbol

\dot{x}	Persamaan ruang keadaan.
M	Matriks inersia kapal.
N	Matriks keadaan.
I	Matriks gaya <i>impact</i> .
x	Vektor keadaan.
R	Matriks masukan.
δ	Sudut rudder.
L	<i>Length the ship.</i>
B	<i>Breadth.</i>
T	<i>Draft depth.</i>
m	<i>Mass of the ship.</i>
U	<i>Velocity.</i>
C_B	<i>Coefficient Block.</i>
X_G	<i>Nominal x coordinate of grafity.</i>
A_δ	<i>Rudder area.</i>
$Y_{\dot{v}}$	Turunan gaya <i>sway</i> terhadap \dot{v} .
$Y_{\dot{r}}$	Turunan gaya <i>yaw</i> terhadap \dot{r} .
$N_{\dot{v}}$	Turunan momen <i>sway</i> terhadap \dot{v} .
$N_{\dot{r}}$	Turunan gaya <i>yaw</i> terhadap \dot{r} .
Y_v	Turunan gaya <i>sway</i> terhadap v .
Y_r	Turunan gaya <i>yaw</i> terhadap r .
N_v	Turunan momen <i>sway</i> terhadap v .
N_r	Turunan gaya <i>yaw</i> terhadap r .
$\alpha_M(t)$	Sudut LOS pada saat t .
$\theta_T(t)$	Sudut terbang target pada saat t .
$\theta_M(t)$	Sudut terbang peluru pada saat t .
$R(t)$	Jarak LOS pada saat t .
$a_M(t)$	Percepatan normal peluru kendali pada saat t .
$a_T(t)$	Percepatan normal target pada saat t .
$V_M(t)$	Kecepatan tangensial peluru kendali pada saat t .
$V_T(t)$	Kecepatan tangensial target pada saat t .

t_t	Waktu tembak peluru kendali.
t_i	Waktu sesaat setelah terkena gaya <i>impact</i> .
t_m	Waktu kapal mencapai sudut maksimum.
t_r	Waktu kapal mulai mendekati referensi.

BAB I

PENDAHULUAN

Pada bab ini dipaparkan mengenai latar belakang masalah, rumusan masalah, batasan masalah, tujuan, manfaat, dan sistematika penulisan dari Tugas Akhir ini.

1.1 Latar Belakang

Indonesia merupakan negara kepulauan terbesar di dunia yang terhimpit oleh dua samudra dan dua benua dengan luas wilayah total $1,904,569 \text{ km}^2$ dimana komposisi luas perairan $93,000 \text{ km}^2$ dan luas daratan $1,811,569 \text{ km}^2$. [1] Dengan kondisi geografis pulau yang dipisah-pisah oleh lautan. Tentunya pertahanan negara menjadi salah satu fokus dalam usaha mempertahankan kedaulatan, keutuhan, dan keselamatan wilayah Negara Kesatuan Republik Indonesia dari ancaman dan gangguan dari luar. Dalam hal ini, kapal perang merupakan salah satu pilihan tepat untuk pertahanan negara di wilayah laut.

Salah satu kapal perang yang dimiliki Indonesia adalah Kapal Perang Korvet Kelas SIGMA. Kapal ini berfungsi untuk patroli maritim Zona Ekonomi Eksekutif, pencarian dan penyelamatan. [5] Dengan fungsi dasar diatas maka Kapal Perang Korvet kelas SIGMA dilengkapi beberapa senjata dan salah satunya adalah rudal pertahanan udara vertikal MICA II. Selain itu kapal ini juga dilengkapi dengan sensor radar Smart-S MK2 yang dapat mendeteksi sasaran maupun peluru target tersembunyi. [5] Disamping itu Kapal Perang Korvet Kelas SIGMA itu sendiri memiliki haluan kapal yang dirancang otomatis. Haluan kapal ini disebut dengan *course*

keeping, yang merupakan sistem kendali *autopilot*. Pada umumnya Kapal Korvet Kelas SIGMA mempunyai enam macam gerakan ketika melaju, gerakan tersebut yaitu *sway*, *surge*, *heave*, *roll*, *pitch* dan *yaw*. [2] Pergerakan ini berpusat pada tiga sumbu utama, antara lain: sumbu longitudinal (dari buritan ke depan), sumbu transversal (samping), dan sumbu normal bumi (dari atas ke bawah). Pada masing-masing sumbu terdapat gerak translasi dan rotasi.

Dalam peperangan, Kapal Perang Korvet Kelas SIGMA memerlukan kontrol pada kendali kapal saat melakukan penembakan rudal. Pengontrol yang dirancang harus dapat mengatasi pengaruh perubahan parameter proses, gangguan yang terjadi pada proses dalam Tugas Akhir ini gangguan yang terjadi berupa gaya *impact* yang terjadi akibat melakukan penembakan [7], dan proses yang berubah terhadap waktu. Oleh karena itu digunakan algoritma *Model Predictive Control* (MPC) untuk menyelesaikan permasalahan ini. MPC merupakan sistem kendali yang dirancang untuk meminimumkan suatu fungsi kriteria, serta digunakan untuk menyelesaikan beragam proses kendali dan mampu mengoptimalkan waktu yang dibutuhkan saat sistem sedang bekerja. Kelebihan MPC diantaranya digunakan untuk menyelesaikan proses yang tidak stabil, serta suatu proses yang memiliki waktu tunda besar.

Beberapa penelitian menggunakan MPC sebagai kendali dalam sistem kontrol telah lama dikembangkan. Dalam jurnal yang ditulis oleh LI dan Sun tahun 2012 dengan judul "*Disturbance Compensating Model Predictive Control With Application to Ship Heading Control*" dibahas mengenai algoritma DC-MPC untuk mengatasi masalah gangguan lingkungan sehingga kapal dapat dikendalikan sesuai kendala yang ditetapkan. [3]

Dalam jurnal yang ditulis oleh Subchan, dan Asfihani,

T pada tahun 2014 dengan judul "*Ship Heading Control Of Corvette-Sigma With Disturbances Using Model Predictive Control*" dijelaskan mengenai kendali haluan kapal dengan gangguan menggunakan algoritma MPC. Dimana hasil simulasi menunjukkan bahwa pengontrol mampu mencapai tingkat *yaw* yang tepat dengan kendala yang ada.[4]

Pada Tesis yang ditulis oleh II Munadhif pada tahun 2015 dengan judul "Perancangan Sistem Kendali Kestabilan Rolling Kapal Perang Kelas SIGMA Saat Bermanuver Menggunakan *Fuzzy Gain Scheduling*-PID" menjelaskan tentang kapal dalam misi penembakan dengan memperhitungkan empat derajat kebebasan gerak kapal, dan peluru yang ditembakkan berupa meriam. Hasil dari penelitian ini adalah kontroler FGS-PID mampu mengatasi masalah kestabilan *rolling* kapal saat menembak meriam dengan gangguan alam berupa gelombang, serta kontroler FGS-PID lebih unggul dibandingkan dengan kontroler PID biasa.[7]

Pada penulisan Tugas Akhir ini dilakukan penerapan algoritma *Model Predictive Control* pada kendali kestabilan Kapal Perang Korvet Kelas SIGMA saat melakukan misi penembakan. Model yang digunakan pada penelitian ini mempertimbangkan dua derajat kebebasan, yaitu *sway* dan *yaw*. Akan dikendalikan sudut *rudder* agar kapal dapat mengembalikan kestabilan haluan saat melakukan misi penembakan. Selanjutnya dilakukan simulasi dan analisis untuk mendapatkan keakuratan dari metode yang diterapkan pada model.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang diatas, maka disusunlah suatu rumusan masalah yang dibahas dalam Tugas Akhir ini, yaitu sebagai berikut :

1. Bagaimana penerapan algoritma *Model Predictive Control* (MPC) pada kendali haluan kapal saat melakukan misi penembakan rudal ?
2. Bagaimana hasil simulasi dari penerapan algoritma *Model Predictive Control* (MPC) pada kendali haluan kapal saat melakukan penembakan rudal dengan *software* MATLAB ?

1.3 Batasan Masalah

Batasan permasalahan yang akan dibahas dalam Tugas Akhir ini antara lain :

1. Model Matematika manuver kapal membentuk sistem dengan mempertimbangkan dua derajat kebebasan.
2. Asumsi sudut tembak adalah 45° .
3. Asumsi sudut turret saat penembakan adalah 15° , 30° , 45° relatif terhadap kapal.
4. *Software* yang digunakan untuk simulasi adalah MATLAB.

1.4 Tujuan

Tujuan dari penulisan Tugas Akhir ini antara lain :

1. Untuk mengetahui bagaimana penerapan metode *Model Predictive Control* (MPC) pada kendali haluan kapal saat melakukan misi penembakan.
2. Untuk mengetahui bagaimana hasil simulasi dari penerapan *Model Predictive Control* (MPC) pada kendali haluan kapal saat melakukan misi penembakan.

1.5 Manfaat

Manfaat yang didapat dalam penelitian Tugas Akhir ini yaitu :

1. Memberikan metode alternatif pada kendali haluan kapal saat melakukan misi penembakan dengan menggunakan metode MPC.
2. Sebagai dasar pengembangan penelitian terkait dibidang desain kendali kapal saat melakukan misi penembakan.
3. Sebagai penunjang pertahanan negara.

1.6 Sistematika Penulisan

Penulisan Tugas Akhir ini disusun dalam lima bab, yaitu:

1. BAB I PENDAHULUAN

Bab ini berisi tentang gambaran umum dari penulisan Tugas Akhir yang meliputi latar belakang, rumusan masalah, batasan masalah, tujuan, manfaat, dan sistematika penulisan.

2. BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Pada Bab II berisi penelitian terdahulu dan teori-teori yang terkait dengan permasalahan dalam Tugas Akhir ini seperti model dinamika kapal, keteramatan, keterkontrolan, serta Metode *Model Predictive Control*(MPC).

3. BAB III METODE PENELITIAN

Dalam bab ini dijelaskan tahapan-tahapan yang dilakukan dalam pengerjaan Tugas Akhir. Tahapan-tahapan tersebut antara lain studi literatur, selanjutnya dilakukan identifikasi model pada kapal dalam misi penembakan. Tahap selanjutnya yaitu penerapan metode MPC dan simulasinya.

4. BAB IV ANALISIS DAN PEMBAHASAN

Pada Bab IV dibahas secara detail mengenai penerapan metode MPC dan hasil simulasi.

5. BAB V PENUTUP

Bab ini berisi kesimpulan akhir yang diperoleh dari Tugas Akhir serta saran untuk pengembangan penelitian selanjutnya.

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

Pada bab ini dipaparkan penelitian terdahulu dan teori-teori yang terkait dengan permasalahan dalam Tugas Akhir ini seperti model dinamika kapal, Keterkontrolan dan Keteramatan, dan metode *Model Predictive Control* (MPC).

2.1 Penelitian Terdahulu

Pengembangan metode untuk mengembalikan atau mempertahankan kestabilan kapal saat bermanuver, atau terkena gangguan alam banyak digunakan dalam berbagai penelitian, stabilitas kapal merupakan hal yang paling fundamental ketika kapal sedang beroperasi.[6] Stabilitas kapal dapat terganggu karena adanya gangguan luar pada kapal, seperti gelombang air laut, angin, dan bahkan gaya *impact* yang terjadi akibat penembakan. Dalam penulisan Tugas Akhir ini penulis meninjau dari beberapa penelitian-penelitian sebelumnya yang sesuai dengan topik dan permasalahan yang diambil.

Salah satu Penelitian yang digunakan ditulis oleh Subchan dan Tahiyatul Asfihani pada tahun 2017 dengan judul "*Estimation of The Corvette SIGMA Motion in Missile Firing Mission*". Penelitian tersebut dijelaskan tentang estimasi dari pergerakan kapal perang ketika melakukan penembakan dengan rudal pada target bergerak namun menggunakan metode *Extended Kalman Filter-Unknown Input-Without Direct Feedthrough* (EKF-UI-WDF). Pada penelitian tersebut juga dijelaskan tentang strategi penembakan peluru dengan kapal corvette kelas SIGMA

pada target yang bergerak, dan ulasan mengenai model matematika dari kendali haluan kapal saat melakukan misi penembakan pada target yang bergerak.[14]

Penelitian selanjutnya ditulis oleh D.K Gupta, dkk pada tahun 2018 dengan judul "*Genetic Algorithm Optimization Based Nonlinear Ship Manuvering Control*". Dalam penelitian ini dibahas mengenai kontrol yang diberikan pada sistem nonlinier pada kapal saat melakukan manuver dengan menggunakan Algoritma Genetika untuk mencapai *path* kapal yang sudah diinput sebelumnya. Dalam proses tersebut kapal autopilot melewati *path planning* tanpa gangguan lingkungan sehingga kapal dianggap stabil. Hasil dari penelitian ini, kapal mampu melewati *straight path*, dan *curved paths* dengan kondisi kapal tetap stabil saat melakukan manuver dijalur yang sudah ditentukan.[6]

Penelitian selanjutnya ditulis oleh Li dan Sun pada tahun 2012 dengan judul "*Disturbance Compensating Model Predictive Control With Application to Ship Heading Control*". Pada penelitian ini dijelaskan tentang algoritma DC-MPC yang kinerjanya dibandingkan dengan algoritma MPC yang telah ada sebelumnya. Hasil dari penelitian ini, DC-MPC dapat mengatasi masalah gangguan lingkungan sehingga gerakan kapal dapat dikendalikan sesuai dengan kendala yang telah ditetapkan.[3]

Penelitian selanjutnya ditulis oleh Subchan, S., Syaifudin, W. H., dan Asfihani, T pada tahun 2014 dengan judul *Ship Heading Control Of Corvette-Sigma With Disturbances Using Model Predictive Control*, dijelaskan mengenai kendali haluan kapal yang mengalami gangguan alam berupa gelombang dan besarnya nilai rata-rata *yaw* yang terjadi dapat menimbulkan gerakan lain yaitu *roll* dan *sway* menggunakan algoritma MPC. Hasil simulasi menunjukkan bahwa pengontrol yang dibuat mampu mengatasi kendali

kapal dengan gangguan alam dan mencapai tingkat *yaw* yang tepat.[4]

Penelitian selanjutnya juga dilakukan oleh Ii Munadhif pada tahun 2015 dengan judul "Perancangan Sistem Kendali Kestabilan *Rolling* Kapal Perang Kelas SIGMA Saat Bermanuver Menggunakan *Fuzzy Gain Scheduling-PID*", yang menjelaskan tentang kendali *rolling* kapal (4 DOF) saat bermanuver agar kapal dapat kembali stabil setelah melakukan penembakan meriam, dalam penelitian ini dilakukan pemodelan gaya *impact* yang mempengaruhi kestabilan kapal. Hasil dari simulasi menunjukkan bahwa kendali FGS-PID mampu menstabilkan sudut *yaw* dan sudut *roll* untuk berbagi kondisi yang sesuai dengan parameter kestabilan.[7]

Berdasarkan penelitian diatas, dalam Tugas Akhir ini dibahas mengenai kendali kestabilan kapal saat melakukan penembakan peluru kendali berupa rudal dengan mempertimbangkan dua derajat kebebasan (2 DOF) berupa *sway* dan *yaw*, dengan kendali input berupa sudut kemudi (*rudder*) dan output berupa sudut geleng kapal (*yaw*) dengan menggunakan metode *Model Predictive Control*

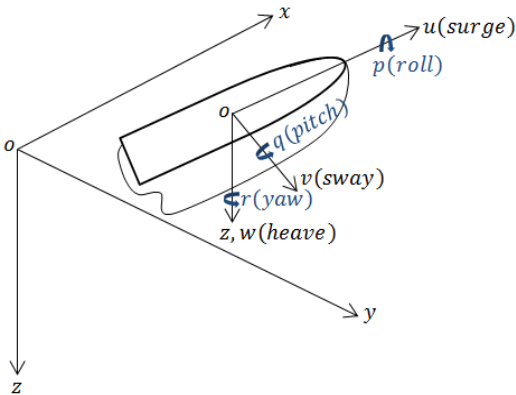
2.2 Model Matematika Dinamika Kapal

Pada prinsipnya dinamika gerak kapal dibagi dalam enam derajat kebebasan, yaitu : *surge*, *sway*, *yaw*, *heave*, *roll*, dan *pitch*. Dimana dari keenam gerakan tersebut dapat diklasifikasikan menjadi dua gerak, yaitu gerak translasi dan gerak rotasi. Gerakan translasi terdiri dari tiga gerak yaitu : *surge*(maju/mundur), *sway*(kanan/kiri), dan *heave* (atas/bawah). Gerakan rotasi juga dibagi menjadi tiga, yaitu : *roll*(berputar), *pitch*(mengangguk), dan *yaw*(menggeleng). Enam derajat kebebasan ini juga disebut sebagai komponen gerak dari kapal saat bermanuver. Enam komponen gerak tersebut dapat dilihat pada Tabel 2.1 dan Gambar 2.1

dibawah ini :

Tabel 2.1: Notasi pada dinamika kapal[8]

DOF	Gerakan	Gaya dan momen	Kecepatan linear dan angular	Posisi dan Sudut Euler
1	Gerak arah-x(surge)	X	u	x
2	Gerak arah-y sway)	Y	v	y
3	Gerak arah-z(heave)	Z	w	z
4	Rotasi arah-x(roll)	K	p	Φ
5	Rotasi arah-y(pitch)	M	q	Θ
6	Rotasi arah-z(yaw)	N	r	ψ



Gambar 2.1: Enam gerak kapal

Persamaan dinamika kapal dengan enam derajat

kebebasan (DOF) dituliskan sebagai berikut :

$$\begin{aligned}
 I_x \dot{p} + (I_z - I_y)qr + m[y_G(\dot{w} - uq + vp) - z_G(\dot{v} - wp + ur)] &= K \\
 I_y \dot{q} + (I_x - I_z)rp + m[z_G(\dot{u} - vr + wq) - x_G(\dot{w} - uq + vp)] &= M \\
 I_z \dot{r} + (I_y - I_x)pq + m[x_G(\dot{v} - wp + ur) - y_G(\dot{u} - vr + wq)] &= N \\
 m[\dot{u} - vr + wq - x_G(q^2 + r^2) + y_G(pq - \dot{r}) + z_G(pr + \dot{q})] &= X \\
 m[\dot{v} - wp + ur - y_G(r^2 + p^2) + z_G(qr - \dot{p}) + x_G(qp + \dot{r})] &= Y \\
 m[\dot{w} - uq + vp - z_G(p^2 + q^2) + x_G(rp - \dot{q}) + y_G(rq + \dot{p})] &= Z
 \end{aligned} \tag{2.1}$$

Persamaan sistem kemudi dari kapal yang digunakan akan sesuai berdasarkan asumsi berikut :

1. Distribusi massa homogen dan bidang xz simetris ($I_{xy} = I_{yz} = 0$).
2. Koordinat pusat diletakan di tengah kapal ($y_G = 0$).
3. Gerakan heave, roll dan pitch tidak diperhitungkan ($w = p = q = 0$). Berdasarkan asumsi tersebut persamaan (2.1) menjadi:

$$\begin{cases} \text{surge : } m(\dot{u} - vr - x_G r^2) = X \\ \text{sway : } m(\dot{v} + ur + x_G \dot{r}) = Y \\ \text{yaw : } I_z \dot{r} + m x_G (v + ur) = N \end{cases} \tag{2.2}$$

4. kecepatan sway v , kecepatan yaw r dan sudut rudder δ kecil.

Hal ini menunjukkan bahwa gerak *surge* dapat dipisahkan dari gerak *sway* dan *yaw* dengan asumsi kecepatan u_0 adalah konstan untuk gaya dorong yang juga konstan. Dengan cara yang sama, diasumsikan pada sway dan yaw $v_0 = r_0 = 0$. Oleh karena itu,

$$\begin{aligned}
 u &= u_0 + \Delta u; v = \Delta v; r = \Delta r \\
 X &= X_0 + \Delta X; Y = \Delta Y; N = \Delta N
 \end{aligned}$$

dimana $\Delta u, \Delta v, \Delta r$ adalah gangguan kecil dari nilai u_0, v_0 dan r_0 dan $\Delta X, \Delta Y, \Delta N$ adalah gangguan kecil dari nilai nominal X_0, Y_0 , dan N_0 , sehingga Persamaan (2.2) dapat ditulis :

$$\begin{cases} m\Delta\dot{u} = X_0 + \Delta X \\ m(\Delta\dot{v} + u_0\Delta r + x_G\Delta\dot{r}) = \Delta Y \\ I_z\Delta\dot{r} + mx_G(\Delta\dot{v} + u_0\Delta r) = \Delta N \end{cases} \quad (2.3)$$

dengan keadaan dimana persamaan sistem kemudi kapal telah terpisah dari persamaan kecepatan, dengan menggunakan Persamaan (2.2) Persamaan (2.3) menjadi:

$$\begin{cases} m\dot{u} = X \\ m(\dot{v} + u_0r + x_G\dot{r}) = Y \\ I_z\dot{r} + mx_G(\dot{v} + u_0r) = N \end{cases} \quad (2.4)$$

Persamaan kendali pada gerak manuver kapal 3 DOF memuat variabel keadaan v, r, ψ dan kontrol masukan δ . Berdasarkan Persamaan (2.4) persamaan kendali dinamika kapal dapat dituliskan :

$$\begin{aligned} m(\dot{v} + u_0r + x_G\dot{r}) &= Y \\ I_z\dot{r} + mx_G(\dot{v} + u_0r) &= N \end{aligned}$$

teori linier Davidson dan Schiff (1946) menjelaskan bahwa gaya dan momen hidrodinamika dapat dimodelkan sebagai:

$$\begin{aligned} Y &= Y_{\dot{v}}\dot{v} + Y_{\dot{r}}\dot{r} + Y_vv + Y_rr + Y_{\delta}\delta_R \\ N &= N_{\dot{v}}\dot{v} + N_{\dot{r}}\dot{r} + N_vv + N_rr + N_{\delta}\delta_R \end{aligned}$$

dimana $Y_{\dot{v}}$ adalah turunan gaya arah sway terhadap \dot{v} , $Y_{\dot{r}}$ adalah turunan gaya sway terhadap \dot{r} , $N_{\dot{r}}$ adalah turunan momen yaw terhadap \dot{r} , Y_v adalah turunan gaya arah sway terhadap v , Y_r adalah turunan gaya arah yaw terhadap r , N_v adalah turunan momen sway terhadap v , $N_{\dot{v}}$ adalah turunan

momen sway terhadap \dot{v} , N_r adalah turunan momen yaw terhadap r , Y_δ dan N_δ adalah turunan gaya dan momen sway terhadap sudut rudder[8].

Sehingga dengan pendekatan Davidson dan Schiff, bentuk umum persamaan model dinamik kapal dengan 2 derajat kebebasan sebagai berikut:

$$M\dot{\mathbf{v}} + N(u_0)\mathbf{v} = b\delta_R \quad (2.5)$$

Dimana $\mathbf{v} = [v, r]^T$ adalah vektor keadaan, δ_R adalah sudut *rudder* dan:

$$\begin{aligned} M &= \begin{bmatrix} m - Y_{\dot{v}} & mx_g - Y_{\dot{r}} \\ mx_g - N_{\dot{v}} & I_z - N_{\dot{r}} \end{bmatrix} \\ N(u_0) &= \begin{bmatrix} -Y_v & mu_0 - Y_r \\ -N_v & mx_g u_0 - N_r \end{bmatrix} \\ b &= \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

Dan

$$u'_0 = \frac{u_0}{U} = \frac{u_0}{\sqrt{(u_0 + \Delta u)^2 + \Delta v^2}} \approx 1$$

Selanjutnya dipilih matrik inersia $M \neq M^T$. Model ruang keadaan yang bersesuaian didapatkan dengan memilih $x = [v, r]^T$ sebagai vektor keadaan dan $u = \delta_R$ Sehingga

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

dengan

$$\begin{aligned} A &= -M^{-1}N = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \\ B &= M^{-1}b = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

dimana

$$\begin{aligned}
 a_{11} &= \frac{(I_z - N_r)Y_v - (mx_g - Y_{\dot{r}})N_v}{\det(M)} \\
 a_{12} &= \frac{(I_z - N_r)(Y_v - mu_0) - (mx_g - Y_{\dot{r}})(N_r - mx_g u_0)}{\det(M)} \\
 a_{21} &= \frac{(m - Y_v)N_v - (mx_g - Y_v)N_v}{\det(M)} \\
 a_{22} &= \frac{(m - Y_v)(N_r - mx_g u_0) - (mx_g - N_v)(Y_r - mu_0)}{\det(M)} \\
 b_1 &= \frac{(I_z - N_r)Y_{\delta} - (mx_g - Y_{\dot{r}})N_{\delta}}{\det(M)} \\
 b_2 &= \frac{(m - Y_v)N_{\delta} - (mx_g - N_{\dot{v}})Y_{\delta}}{\det(M)}
 \end{aligned}$$

Selanjutnya Persamaan (2.5) diubah kedalam bentuk nondimensional yang diturunkan dengan Sistem Prime I. Untuk memperoleh besaran gaya dikalikan dengan $\frac{1}{2}\rho U^2 L^2$ momen dikalikan dengan $\frac{1}{2}\rho U^2 L^3$, besaran massa dikalikan dengan $\frac{1}{2}\rho L^3$, besaran momen inersia dikalikan dengan $\frac{1}{2}\rho L^5$. Dimana ρ = massa jenis air laut (1024 kg/m^3), L = *Lenght between perpendicular* = panjang kapal, U = kecepatan servis kapal, B = lebar kapal, T = kedalaman/tinggi kapal, C_B = koefisien blok. Berikut adalah Variabel normalisasi Sistem Prime I ditunjukkan pada tabel[4]:

Tabel 2.2: Variabel Normalisasi Sistem Prime I

Unit	Sistem Prime I
<i>Length</i>	L
<i>Mass</i>	$1/2\rho L^3$
<i>Inertia moment</i>	$1/2\rho L^5$
<i>Time</i>	L/U
<i>Reference area</i>	L^2
<i>Position</i>	L
<i>Angle</i>	I
<i>Linier velocity</i>	U
<i>Angular velocity</i>	U/L
<i>Linier acceleration</i>	U^2/L
<i>Angular acceleration</i>	U^2/L^2
<i>Force</i>	$1/2\rho U^2 L^2$
<i>Moment</i>	$1/2\rho U^2 L^3$

Sehingga persamaan (2.5) menjadi

$$M' \dot{\mathbf{v}} + N'(u_0) \mathbf{v} = b' \delta'_R \quad (2.6)$$

Dengan menerapkan transformasi yang diperoleh dengan menggunakan Sistem Prime I, maka diperoleh variabel non dimensional sebagai berikut[8]:

$$v = Uv' \quad (2.7)$$

$$r = \frac{U}{L} r' \quad (2.8)$$

$$\delta = \delta'_R \quad (2.9)$$

$$x_G = x'_G L \quad (2.10)$$

$$m = m' \frac{\rho}{2} L^3 \quad (2.11)$$

$$I_z = I'_z \frac{\rho}{2} \quad (2.12)$$

dengan

$$M' = \begin{bmatrix} m' - Y_{\dot{v}}' & m' x_G' - Y_{\dot{r}}' \\ m' x_G' - N_{\dot{v}}' & I_z' - N_{\dot{r}}' \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$N'(u_0) = \begin{bmatrix} -Y_v' & m' u_0 - Y_r' \\ -N_v' & m' x_G' u_0 - N_r' \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

$$b' = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Kuantitas non dimensional dinyatakan dengan tanda ($'$). Bentuk normalisasi yang digunakan untuk persamaan gerak *steering* kapal adalah Sistem Prime I dari SNAME tahun 1950.

Selanjutnya persamaan turunan koefisien hidrodinamika kapal ditemukan oleh Clarke (1928). Persamaan berikut adalah suatu rumusan empiris dari beberapa persamaan turunan koefisien hidrodinamika kapal (Wang dkk, 2007). :

$$\frac{-Y_{\dot{v}}'}{\pi(T/L)^2} = 1 + 0,16 \frac{C_B B}{T} - 5,1 \left(\frac{B}{L} \right)^2 \quad (2.16)$$

$$\frac{-Y_{\dot{r}}'}{\pi(T/L)^2} = 0,67 \left(\frac{B}{T} \right) - 0,0033 \left(\frac{B}{L} \right)^2 \quad (2.17)$$

$$\frac{-N_{\dot{v}}'}{\pi(T/L)^2} = 1,1 \left(\frac{B}{L} \right) - 0,041 \left(\frac{B}{T} \right) \quad (2.18)$$

$$\frac{-N_{\dot{r}}'}{\pi(T/L)^2} = \frac{1}{12} + 0,017 \frac{C_B B}{T} - 0,33 \left(\frac{B}{L} \right) \quad (2.19)$$

$$\frac{-Y_v'}{\pi(T/L)^2} = 1 + 0,4 \frac{C_B B}{T} \quad (2.20)$$

$$\frac{-Y_r'}{\pi(T/L)^2} = -\frac{1}{2} + 2,2 \left(\frac{B}{L} \right) - 0,008 \left(\frac{B}{T} \right) \quad (2.21)$$

$$\frac{-N'_v}{\pi(T/L)^2} = \frac{1}{2} + 2,4 \left(\frac{T}{L} \right) \quad (2.22)$$

$$\frac{-N'_r}{\pi(T/L)^2} = \frac{1}{4} + 0,039 \frac{B}{T} - 0,56 \left(\frac{B}{L} \right) \quad (2.23)$$

2.3 Model Matematika Gaya *Impact* pada Kapal

Gaya *impact* merupakan gaya timbal balik atau gaya reaksi yang terjadi pada suatu benda pada saat benda tersebut dikenai suatu gaya aksi. Pada Tugas Akhir ini dibahas gaya *impact* yang mengenai kapal perang saat melakukan penembakan peluru kendali berupa rudal. Arah gaya *impact* yang timbul karena peluncuran rudal akan berlawanan dengan arah tembak. Berikut merupakan uraian dari pemodelan gangguan gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali (rudal) dengan sudut tembak peluru kendali (rudal) terhadap kapal adalah θ_M dan sudut turret tembak terhadap kapal adalah α_M .

Berikut merupakan analisis gaya tembak terhadap sumbu x dan sumbu z (F_i). Berdasarkan proyeksi gaya tembak pada Gambar 2.2, maka didapatkan[12] :

$$F_x = F_i \cos \theta_M$$

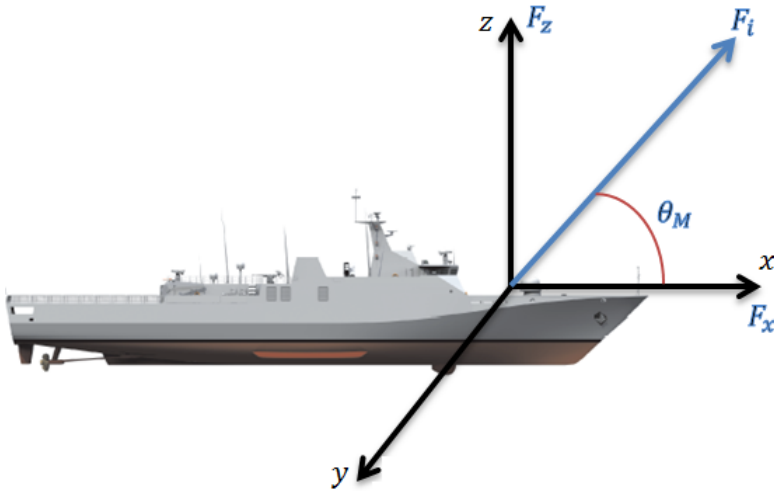
$$F_z = F_i \sin \theta_M$$

dengan:

F_x :Proyeksi F_i terhadap sumbu x

F_z :Proyeksi F_i terhadap sumbu z

Selanjutnya, dilakukan analisis gaya tembak peluru kendali terhadap sumbu x dan sumbu y (F_x).



Gambar 2.2: Proyeksi gaya tembak terhadap sumbu x dan sumbu z

Berdasarkan proyeksi gaya tembak pada Gambar (2.3), maka didapatkan[12]:

$$F_{surge} = F_x \cos \alpha_M$$

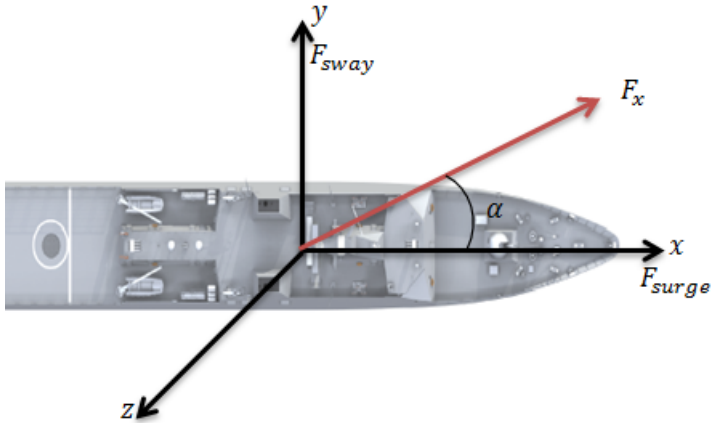
$$F_{sway} = F_x \sin \alpha_M$$

dengan:

F_{surge} :Proyeksi F_x terhadap sumbu x

F_{sway} :Proyeksi F_x terhadap sumbu y

Sesuai dengan Hukum III Newton dimana $F_{aksi} = -F_{reaksi}$ dan dapat didefinisikan: F sebagai gaya tembak peluru atau dapat disebut dengan gaya aksi dan Y sebagai gaya *impact* atau gaya timbal balik yang diterima



Gambar 2.3: Proyeksi gaya tembak terhadap sumbu x dan sumbu y

kapal atau disebut sebagai gaya reaksi. Jika diterapkan pada Hukum III Newton akan menghasilkan persamaan $F = -Y$.

Arah gaya *impact* yang timbul karena peluncuran peluru akan berlawanan dengan arah tembak. Akan tetapi untuk besar gaya tembak peluru akan sama dengan gaya *impact* pada kapal. Sehingga persamaan gaya tembak misil pada kapal adalah

$$\begin{aligned} F_{sway} &= Y_{sway} \\ &= F_x \sin \alpha_M = F_i \cos \theta_M \sin \alpha_M \end{aligned}$$

dengan $F_i = m_M \times a_M$, dimana m_m adalah massa peluru kendali dan a_M adalah percepatan peluru kendali.

2.4 Keterkontrolan

Diberikan sistem *lineartime-invariant* berdimensi- n yang disajikan pada persamaan

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax(t) + Bu(t) \\ y = Cx(t) + Du(t) \end{cases} \quad (2.24)$$

Definisi 2.5.1. Sistem linear dikatakan terkontrol bila untuk setiap keadaan sebarang $x(0) = x_0$ ada masukan $u(t)$ yang tidak dibatasi mentransfer keadaan x_0 ke sebarang keadaan akhir $x(t_1) = x_1$ dengan waktu akhir t_1 hingga[9]

Syarat cukup dan perlu suatu sistem linear dikatakan terkontrol, jika matriks:

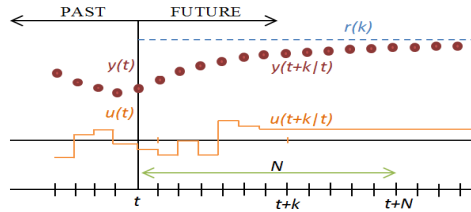
$$M_c = [B \quad AB \quad A^2B \quad \dots \quad A^{n-1}B]$$

mempunyai *rank* sama dengan n .

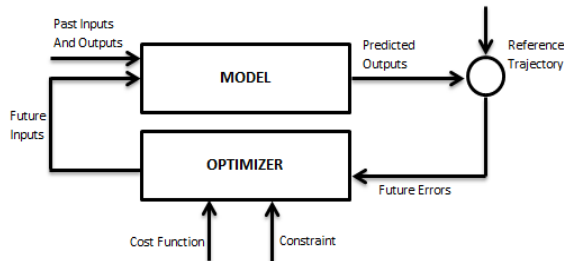
2.5 Model Predictive Control (MPC)

Metodologi dari *Model Predictive Control*(MPC) ditunjukkan pada Gambar 2.4. Output N prediksi horizon ke depan diprediksi pada setiap t menggunakan proses model. Prediksi output ini bergantung pada nilai yang diketahui pada t (input dan output sebelumnya) dan sinyal kendali ke depan u yang dikirim pada sistem dan dihitung kembali. Sinyal kendali dan percepatan missile (*missile acceleration*) u diperoleh dari hasil optimasi fungsi objektif yang biasanya menyatakan *error* antara sinyal *rudder* dan percepatan misil output dan prediksi model kontrol referensi.[2]

Struktur dasar MPC yang digunakan dalam implementasi strategi tersebut diberikan sesuai Gambar 2.5.



Gambar 2.4: Strategi MPC



Gambar 2.5: Struktur dasar MPC[2]

Langkah kerja dari MPC seperti pada Gambar 2.5 dapat diilustrasikan sebagai berikut : awalnya, sistem telah memiliki model dari *plant*. Data *input* dan *output* sebelumnya masuk melalui *port input* MPC. Dari *input* dan *output* ini dilakukan estimasi berdasarkan model *plant* yang telah didefinisikan sebelumnya. Estimasi ini menghasilkan output yang disebut *predicted output* yang kemudian nilainya dibandingkan dengan *reference trajectory*. [2] Dari hasil perbandingan ini, akan menghasilkan kesalahan yang disebut *future error*. *Future error* ini kemudian masuk ke dalam blok

optimizer. Di sini *optimizer* berfungsi untuk bekerja di dalam rentang *constraint* yang telah diberikan untuk meminimalkan *cost function*, yang merupakan fungsi kriteria yang terbentuk dari fungsi kuadratik kesalahan antara sinyal *predicted output* dengan *reference trajectory*.

MPC kemudian mengambil keputusan untuk meminimalkan future error tersebut dengan keputusan yang masih berada dalam constraint yang telah ditetapkan. Hasil dari blok ini disebut future input yang dikembalikan bersama-sama dengan data input dan output sebelumnya untuk diestimasi kembali. Perhitungan ini berlangsung seterusnya dan berulang-ulang. Karena adanya koreksi input berdasarkan output terprediksi inilah yang membuat MPC mampu bekerja menghasilkan respon yang semakin mendekati *reference trajectory*. Keluaran proses dan pengendali terprediksi pada MPC menggunakan konsep *prediction horizon* yaitu seberapa jauh prediksi ke depan yang diharapkan. Optimizer dinyatakan dengan fungsi objektif yang diminimumkan untuk mendapatkan input yang optimal sehingga dapat digunakan kembali pada model untuk perhitungan selanjutnya. Model ruang keadaan waktu diskrit diberikan sebagai berikut[4]

$$x(k+1|k) = Ax(k|k) + Bu(k|k) + w(k|k) \quad (2.25)$$

$$y(k|k) = Cx(k|k) \quad (2.26)$$

dengan $w(k|k)$ adalah input gangguan berupa gaya *impact* dan bentuk umum dari fungsi objektif diberikan sebagai berikut [4]:

$$J(k|k) = \sum_{i=1}^{N_p} \|\hat{y}_d(k+i|k) - \hat{y}(k+i|k)\|_{Q(i)}^2 + \sum_{i=0}^{N_c-1} \|\Delta \hat{u}(k+i|k)\|_{R(i)}^2 \quad (2.27)$$

Dengan $\hat{y}(k+i|k)$ adalah prediksi output plant model, $\Delta\hat{u}(k+i|k)$ adalah selisih variabel input pada waktu kedepan, $k+i$, yang diprediksi pada waktu ke k . $Q_{(i)}$ dan $R_{(i)}$ adalah matriks simetri definit positif dalam bentuk kuadrat yang bisa menjadi fungsi waktu. Parameter untuk adaptasi kendali adalah prediksi horizon N_p , kendali horizon N_c dengan $N_p > N_c > 1$, matriks Q dan R serta referensi trayektori r .

Jika terdapat lebih dari satu input, maka kendala dispesifikan masing-masing input. Kendala-kendala tersebut yaitu [4]:

1. Kendala pada variasi pertambahan variabel kendali ΔU
Misal diberikan batas atas ΔU^{max} dan batas bawah ΔU^{min} maka constraint dispesifikan dalam bentuk

$$\Delta U^{min} < \Delta U < \Delta U^{max} \quad (2.28)$$

2. Kendala pada amplitude variabel kendali u

$$U^{min} < U < U^{max} \quad (2.29)$$

3. Kendala *State*

$$r^{min} < X_k < r^{max} \quad (2.30)$$

Penyelesaian masalah sistem dengan kendala berupa pertidaksamaan linier menggunakan metode quadratic programming sehingga diperoleh fungsi objektif dalam bentuk lain, yaitu[4]:

Minimum

$$J = \frac{1}{2}x^T x + x^T F \quad (2.31)$$

Dengan

$$Px \leq h \quad (2.32)$$

$$Yx = b \quad (2.33)$$

dimana matriks E ; F ; P ; h ; Y dan b merupakan matriks dan vektor yang cocok dalam masalah quadratic programming.

2.5.1 Formulasi Plan Model

Persamaan *Model Predictive Control* (MPC) untuk sistem linier dan diskrit memiliki bentuk umum sebagai berikut [10].

$$\begin{aligned} x(k+1|k) &= Ax(k|k) + Bu(k|k) \\ y(k|k) &= Cx(k|k) \end{aligned} \quad (2.34)$$

Dimana u adalah variabel kendali input, x adalah variabel state, A adalah matriks state space, dan B adalah matriks input

Kendali pada sistem ini dilakukan pada sudut kemudi (*rudder*) sehingga perubahan sudut kemudi diketahui dari waktu ke waktu selama penstabilan kapal setelah melakukan penembakan. Sehingga didefinisikan *increment* input sebagai berikut :

$$\begin{aligned} \Delta u(k|k) &= u(k|k) - u(k-1|k) \\ u(k|k) &= \Delta u(k|k) + u(k-1|k) \end{aligned}$$

Dengan mensubstitusikan *increment* diatas, maka persamaan (2.34) dapat ditulis menjadi,

$$\begin{aligned} x(k+1|k) &= Ax(k|k) + B(\Delta u(k|k) + u(k-1|k)) \\ x(k+1|k) &= Ax(k|k) + B\Delta u(k|k) + Bu(k-1|k) \end{aligned}$$

Diberikan horizon prediksi Np dan horizon kontrol Nc dimana $Nc = Np$, maka didapatkan

$$\begin{aligned} x(k+1|k) &= Ax(k|k) + Bu(k|k) \\ &= Ax(k|k) + B(\Delta u(k|k) + u(k-1|k)) \\ &= Ax(k|k) + B\Delta u(k|k) + Bu(k-1|k) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
x(k+2|k) &= Ax(k+1|k) + Bu(k+1|k) \\
&= A^2x(k|k) + (AB+B)\Delta u(k|k) + \\
&\quad B\Delta u(k+1|k) + (AB+B)u(k-1|k) \\
&\quad \vdots \\
x(k+Np|k) &= A^{Np}x(k+Np-Nc|k) + (A^{Np-1}B + A^{Np-2}B + \\
&\quad \dots + A^{Np-Nc}B)\Delta u(k+Np-Nc|k) + (A^{Np-2}B + \\
&\quad A^{Np-3}B + \dots + A^{Np-Nc}B)\Delta u(k+Np-1|k) + \\
&\quad (A^{Np-1}B + A^{Np-2}B + \dots + A^{Np-Nc}B) \\
&\quad u(k-1|k)
\end{aligned} \tag{2.35}$$

dengan prediksi output sebagai berikut

$$\begin{aligned}
y(k+1|k) &= Cx(k+1|k) \\
&= CAx(k|k) + CB\Delta u(k|k) + CBu(k-1|k) \\
y(k+2|k) &= Cx(k+2|k) \\
&= CA^2x(k|k) + (CAB+CB)\Delta u(k|k) + \\
&\quad (CAB+CB)u(k-1|k) + CB\Delta u(k+1|k) \\
&\quad \vdots \\
y(k+Np|k) &= Cx(k+Np|k) \\
&= CA^{Np}x(k+Np-Nc|k) + (CA^{Np-1}B + \\
&\quad CA^{Np-2}B + \dots + CA^{Np-Nc}B)\Delta u(k+Np-Nc|k) \\
&\quad + (CA^{Np-2}B + CA^{Np-3}B + \dots + CA^{Np-Nc}B) \\
&\quad \Delta u(k+Np-1|k) + (CA^{Np-1}B + CA^{Np-2}B + \\
&\quad \dots + CA^{Np-Nc}B)
\end{aligned} \tag{2.36}$$

Didefinisikan vektor berikut

$$\begin{aligned}
Y &= [y(k+1|k) \quad y(k+2|k) \quad \dots \quad y(k+Np|k)]^T \\
\Delta U &= [\Delta u(k|k) \quad \Delta u(k+1|k) \quad \dots \quad \Delta u(k+Np-1|k)]^T
\end{aligned}$$

Sehingga dari Persamaan (2.36) dan (2.35), diperoleh persamaan berikut

$$Y = Fx + \Phi\Delta U + SU \quad (2.37)$$

dengan :

$$F = \begin{bmatrix} CA \\ CA^2 \\ CA^3 \\ \vdots \\ CA^{N_p} \end{bmatrix}_{N_p \times 1}$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} CB & \dots & 0 \\ CAB + CB & \dots & 0 \\ CA^2B + CAB + CB & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{N_p-1}B + \dots + CB & \dots & CB \end{bmatrix}_{N_p \times N_p}$$

$$S = \begin{bmatrix} CB & 0 & 0 & \dots & 0 \\ CAB & CB & 0 & \dots & 0 \\ CA^2B & CAB & CB & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{N_p-1}B & CA^{N_p-2}B & CA^{N_p-3}B & \dots & CA^{N_p-N_c}B \end{bmatrix}_{N_p \times N_p}$$

2.5.2 Optimasi Fungsi Tujuan

Dengan menggunakan prinsip *prediction horizon*, fungsi objektif dari sistem kontrol akan memprediksi output agar sedekat mungkin dengan himpunan titik sinyal. Dengan asumsi bahwa himpunan titik sinyal adalah konstan. Akan didesain kontrol ΔU yang terbaik agar error antara himpunan titik sinyal dan prediksi dari output seminimal mungkin. Diasumsikan vektor yang berisi himpunan titik sinyal, $y_d(k_i)$, sebagai berikut [11].

$$Y_d^T = \underbrace{[1 \quad 1 \quad \dots \quad 1]}_{N_p} y_d(k_i) \quad (2.38)$$

Selanjutnya, didefinisikan fungsi tujuan J sebagai berikut [11].

$$J = (Y_d - Y)^T(Y_d - Y) + \Delta U^T Q \Delta U \quad (2.39)$$

Suku pertama dari fungsi tujuan tersebut meminimalkan error antara prediksi dari output dan himpunan titik sinyal. Sedangkan suku kedua dari fungsi tujuan tersebut menyatakan ukuran dari ΔU ketika fungsi objektif dari J dibuat seminimal mungkin. Dimana $Q = y_w I_{N_c \times N_c}$, $y_w \geq 0$. Q merupakan matriks diagonal. Sedangkan y_w merupakan parameter dari *looping* tertutup.

Untuk menemukan ΔU yang optimal, akan diminimalkan nilai dari J . Dari Persamaan (2.37), diperoleh J sebagai berikut [11].

$$\begin{aligned} J = & (Y_d - Fx(k_i))^T(Y_d - Fx(k_i)) - 2\Delta U^T \Phi^T \\ & (Y_d - Fx(k_i)) + \Delta U^T (\Phi^T \Phi + Q) \Delta U \end{aligned} \quad (2.40)$$

Turunan pertama dari fungsi objektif J tersebut sebagai berikut [11]:

$$\frac{\partial J}{\partial \Delta U} = -2\Phi^T(Y_d - Fx(k_i)) + 2(\Phi^T \Phi + Q)\Delta U \quad (2.41)$$

Kondisi optimum dari J diperoleh sebagai berikut [11]:

$$\frac{\partial J}{\partial \Delta U} = 0 \quad (2.42)$$

Sehingga diperoleh solusi optimal dari sinyal kontrol sebagai berikut:

$$\Delta U = (\Phi^T \Phi + Q)^{-1} \Phi^T (Y_d - Fx(k_i)) \quad (2.43)$$

Diasumsikan bahwa $(\Phi^T \Phi + Q)$ memiliki invers. Dan $(\Phi^T \Phi + Q)^{-1}$ merupakan matriks *Hessian* dari permasalahan

optimasi. Sedangkan Y_d adalah vektor yang berisi himpunan titik sebagai berikut [11].

$$Y_d = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 1 & \dots & 1 \end{bmatrix}}_{N_p}^T y_d(k_i) \quad (2.44)$$

Sehingga solusi optimal dari sinyal kontrol diperoleh sebagai berikut [11].

$$\Delta U = (\Phi^T \Phi + Y)^{-1} \Phi^T (Y_d r(k_i) - F x(k_i)) \quad (2.45)$$

Dengan menerapkan prinsip *receding horizon* pada MPC, nilai kendali optimal yang diberikan pada sistem merupakan vektor awal dari penyelesaian optimalnya.

BAB III METODE PENELITIAN

Pada bab ini dijelaskan mengenai metode yang digunakan dalam Tugas Akhir ini agar proses pengerjaan dapat terstruktur dengan baik. Langkah-langkah sistematis yang dilakukan dalam proses pengerjaan Tugas Akhir ini, yaitu sebagai berikut :

3.1 Tahap Penelitian

Berikut adalah tahap-tahap yang dilakukan dalam pengerjaan Tugas Akhir ini.

1. Pemodelan Matematika Pada Kapal dalam Misi Penembakan

Pada tahap ini akan dibahas mengenai model matematika pada kapal dalam misi penembakan. Model matematika tersebut menggunakan sistem dinamika kapal 2 derajat kebebasan Davidson-Schiff. Selanjutnya digunakan juga hukum III Newton mengenai aksi-reaksi untuk menentukan gaya *impact* yang terjadi pada dinamika kapal.

2. Pendiskritan

Algoritma *Model Predictive Control* yang digunakan yaitu *Model Predictive Control* waktu diskrit. Oleh karena itu, model kapal saat melakukan misi penembakan didiskritkan dengan menggunakan metode Beda Hingga Maju untuk memprediksi kontrol model state pada waktu sekarang menggunakan state pada waktu sebelumnya.

3. Penerapan Algoritma *Model Predictive Control*

Algoritma Model Predictive Control (MPC) digunakan untuk sistem linier dan diskrit. Adapun langkah-langkah yang dilakukan untuk kontrol kendali kestabilan kapal saat dalam misi penembakan dengan MPC adalah sebagai berikut :

a. Pembuatan Fungsi Objektif

Pada tahap ini akan dibuat fungsi objektif dengan cara meminimalkan jumlahan error kuadrat dan bobot dari variabel terkontrol

b. Menentukan *Constrain*

Selanjutnya pada tahap ini akan ditentukan kendala optimasi yang sesuai dengan spesifikasi kapal.

c. Simulasi

Pada tahap ini dilakukan simulasi algoritma MPC menggunakan MATLAB dengan menginputkan parameter-parameter yang sudah didefinisikan dan asumsi-asumsi yang telah dibuat.

4. Analisis Hasil dan Pembahasan

Pada tahap ini dilakukan analisis terhadap hasil simulasi yang diberikan pada tahap sebelumnya.

5. Penarikan Kesimpulan dan Saran

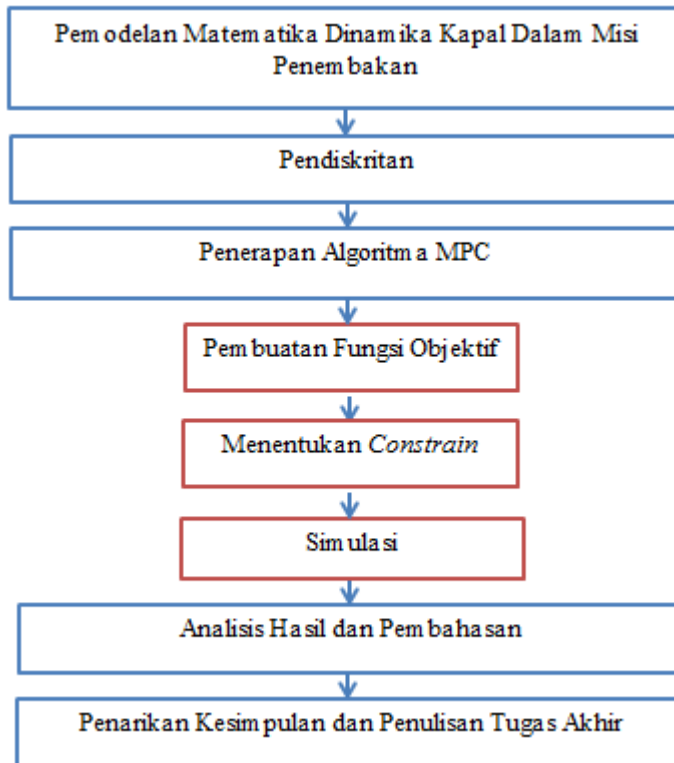
Pada tahap ini dilakukan penarikan kesimpulan berdasarkan hasil simulasi dan pembahasan pada tahap sebelumnya. Selanjutnya dari hasil beberapa kesimpulan tersebut diberikan saran untuk penelitian selanjutnya.

6. Penulisan Laporan Tugas Akhir

Pada tahap ini dilakukan pembuatan laporan Tugas Akhir setelah melakukan simulasi dan menjawab permasalahan yang ada pada topik Tugas Akhir.

3.2 Alur Penelitian

Berikut adalah alur penelitian yang dilakukan dalam pengerjaan Tugas Akhir ini.



Gambar 3.1: Diagram Metode Penelitian Tugas Akhir.

BAB IV

ANALISIS DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini dilakukan analisis hasil dan pembahasan mengenai langkah-langkah dalam penerapan metode *Model Predictive Control*(MPC) pada model kapal dua derajat kebebasan, yaitu *sway* dan *yaw*, dalam melakukan misi penembakan peluru kendali, serta digunakan satu kontrol input berupa sudut kemudi (*rudder*). Selanjutnya akan dilakukan simulasi dari optimasi sistem kendali yang telah dirancang untuk mendapatkan nilai sudut *yaw* yang mampu mendekati nilai sudut *yaw* yang diinginkan.

4.1 Persamaan Model Matematika pada Kapal

Untuk mengetahui model matematika pada kapal dalam misi penembakan peluru kendali maka perlu juga diketahui faktor-faktor yang mempengaruhi sistem tersebut. Berikut adalah pemaparan dari persamaan model matematika dinamika kapal dalam misi penembakan.

4.1.1 Model Matematika Dinamika Kapal

Dalam Tugas Akhir ini, kapal yang digunakan sebagai model adalah KRI Corvet Kelas Sigma. Tabel 4.1 berikut menunjukkan data parameternya.

Dari parameter yang terdapat pada Tabel 4.1 didapat nilai koefisien hidrodinamika kapal diperoleh dari persamaan (2.16-2.23) hasil dari koefisien hidrodinamika kapal yang sudah dalam bentuk non-demonsional.

Tabel 4.1: Data Parameter KRI Corvet Kelas Sigma

Nama	Simbol	Ukuran
<i>Length the Ship</i>	L	$101,07m$
<i>Breadth</i>	B	$14m$
<i>Draft Depth</i>	T	$3,7m$
<i>Mass of Ship</i>	m	$2423 \times 10^3 Kg$
<i>Velocity</i>	U	$15,4m/s$
<i>Coefficient Block</i>	C_B	$0,65$
<i>Nominal x coordinate of Gravity</i>	x_G	$5,5m$
<i>Rudder Area</i>	A_δ	$5,5m^2$
<i>Sea Water Density</i>	ρ	$1024kg/m^3$

Berikut merupakan cara perhitungan untuk mendapatkan massa tambahan dan momen inersia menggunakan *Theory Strip*. Mendapatkan Y'_v dari Persamaan (2.16)

$$\begin{aligned}
 \frac{-Y'_v}{\pi(T/L)^2} &= 1 + 0,16 \frac{C_B B}{T} - 5,1 \left(\frac{B}{L} \right)^2 \\
 \frac{-Y'_v}{3,14(3,7/101,07)^2} &= 1 + 0,16 \frac{0,65(14)}{3,7} - 5,1 \left(\frac{14}{101,07} \right)^2 \\
 -Y'_v &= 4,75334880 \times 10^{-3} \\
 Y'_v &= -4,75334880 \times 10^{-3}
 \end{aligned}$$

Mendapatkan Y'_r dari Persamaan (2.17)

$$\begin{aligned}
 \frac{-Y'_r}{\pi(T/L)^2} &= 0,67 \left(\frac{B}{L} \right) - 0,0033 \left(\frac{B}{T} \right)^2 \\
 \frac{-Y'_r}{3,14(3,7/101,07)^2} &= 0,67 \left(\frac{14}{101,07} \right) - 0,0033 \left(\frac{14}{3,7} \right)^2
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}-Y_r' &= 0,04556080 \times 0,00420812 \\ Y_r' &= -1,91725300 \times 10^{-4}\end{aligned}$$

Mendapatkan Y_v' dari Persamaan (2.20)

$$\begin{aligned}\frac{-Y_v'}{\pi(T/L)^2} &= 1 + 0,4 \left(\frac{C_B B}{T} \right) \\ \frac{-Y_v'}{3,14(3,7/101,07)^2} &= 1 + 0,4 \left(\frac{0,65(14)}{3,7} \right) \\ -Y_v' &= 0,00420812 \times 1,98378378 \\ Y_v' &= -8,34800020 \times 10^{-3}\end{aligned}$$

Mendapatkan Y_r' dari Persamaan (2.21)

$$\begin{aligned}\frac{-Y_r'}{\pi(T/L)^2} &= -0,5 + 2,2 \left(\frac{B}{L} \right) - 0,008 \left(\frac{B}{T} \right) \\ \frac{-Y_r'}{3,14(3,7/101,07)^2} &= -0,5 + 2,2 \left(\frac{14}{101,07} \right) - 0,008 \left(\frac{14}{3,7} \right) \\ -Y_r' &= 0,00420812 \times (-0,22553098) \\ Y_r' &= 9,49061400 \times 10^{-4}\end{aligned}$$

Mendapatkan N_v' dari Persamaan (2.18)

$$\begin{aligned}\frac{-N_v'}{\pi(T/L)^2} &= 1,1 \left(\frac{B}{L} \right) - 0,041 \left(\frac{B}{T} \right) \\ \frac{-N_v'}{3,14(3,7/101,07)^2} &= 1,1 \left(\frac{14}{101,07} \right) - 0,041 \left(\frac{14}{3,7} \right) \\ -N_v' &= 0,00420812 \times (-0,00276549) \\ N_v' &= 1,16375000 \times 10^{-5}\end{aligned}$$

Mendapatkan N'_i dari Persamaan (2.19)

$$\begin{aligned}
 \frac{-N'_i}{\pi(T/L)^2} &= \frac{1}{12} + 0,017 \left(\frac{C_B B}{T} \right) - 0,33 \left(\frac{B}{L} \right) \\
 \frac{-N'_i}{3,14(3,7/101,07)^2} &= \frac{1}{12} + 0,017 \left(\frac{0,65(14)}{3,7} \right) - 0,33 \left(\frac{14}{101,07} \right) \\
 -N'_i &= 0,00420812 \times (-0,82943325) \\
 N'_i &= -3,49035460 \times 10^{-3}
 \end{aligned}$$

Mendapatkan N'_v dari Persamaan (2.22)

$$\begin{aligned}
 \frac{-N'_v}{\pi(T/L)^2} &= 0,5 + 2,4 \left(\frac{T}{L} \right) \\
 \frac{-N'_v}{3,14(3,7/101,07)^2} &= 0,5 + 2,4 \left(\frac{3,7}{101,07} \right) \\
 -N'_v &= 0,58785990 \times 0,00420812 \\
 N'_v &= -2,47378500 \times 10^{-3}
 \end{aligned}$$

Mendapatkan N'_r dari Persamaan (2.23)

$$\begin{aligned}
 \frac{-N'_r}{\pi(T/L)^2} &= \frac{1}{4} + 0,039 \left(\frac{B}{T} \right) - 0,56 \left(\frac{B}{L} \right) \\
 \frac{-N'_r}{3,14(3,7/101,07)^2} &= \frac{1}{4} + 0,039 \left(\frac{14}{3,7} \right) - 0,56 \left(\frac{14}{101,07} \right) \\
 -N'_r &= 0,00420812 \times 0,31999757 \\
 N'_r &= -1,34658820 \times 10^{-3}
 \end{aligned}$$

Hasil dari perhitungan koefisien hidrodinamika kapal dapat pula ditunjukkan pada tabel berikut:

Tabel 4.2: Koefisien Hidrodinamika Kapal

Koefisien-N	Koefisien-Y
$N'_\dot{v} = 1,16375000 \times 10^{-5}$	$Y'_\dot{v} = -4,75334880 \times 10^{-3}$
$N'_\dot{r} = -3,49035460 \times 10^{-3}$	$Y'_\dot{r} = -1,91725300 \times 10^{-4}$
$N'_v = -2,47378500 \times 10^{-3}$	$Y'_v = -8,34800020 \times 10^{-3}$
$N'_r = -1,34658820 \times 10^{-3}$	$Y'_r = 9,49061400 \times 10^{-4}$

Berdasarkan pada hasil perhitungan koefisien hidrodinamika kapal pada misi penembakan mencari koefisien matriks M dinamika kapal pada Persamaan (2.5) dengan model matematika Davidson dan Schiff yang telah di nondimensional menjadi

$$M' = \begin{bmatrix} m' - Y'_\dot{v} & m' x'_G - Y'_\dot{r} \\ m' x'_G - N'_\dot{v} & I'_z - N'_\dot{r} \end{bmatrix}$$

dengan mensubstitusikan nilai massa kapal yang telah nondimensional adalah $m' = 4,58370500 \times 10^{-3}$, dan pusat massa kapal yang telah nondimensional adalah $x'_G = 5,44177303 \times 10^{-2}$, serta Inersia kapal terhadap sumbu z adalah $I'_z = 8,42437900 \times 10^{-5}$ diperoleh nilai matriks

$$M' = \begin{bmatrix} 0,00933706 & 0,00044117 \\ 0,00023780 & 0,00433280 \end{bmatrix}$$

Selanjutnya untuk mencari koefisien matriks N dinamika kapal pada Persamaan (2.5) dengan model matematika Davidson dan Schiff yang telah nondimensional menjadi

$$N' = \begin{bmatrix} -Y'_v & m' - Y'_r \\ -N'_v & m' x'_G - N'_r \end{bmatrix}$$

dengan mensubstitusikan nilai m' , x'_G , Y'_v , Y'_r , N'_v , dan N'_r diperoleh nilai matriks

$$N' = \begin{bmatrix} -0,00834800 & 0,00363465 \\ -0,00247379 & 0,00159603 \end{bmatrix}$$

Lalu untuk menghitung koefisien matriks b dinamika kapal pada Persamaan (2.5) dengan model matematika Davidson dan Schiff yang telah nondimensional sebagai berikut

$$b' = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

Sehingga model dinamika kapal Davidson dan Schiff yang sudah diubah kedalam bentuk nondimensional pada persamaan (2.6) dapat ditulis sebagai berikut,

$$\dot{v} = M'^{-1}(N'(u_0))v + M'^{-1}b'\delta_R'$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0,00933706 & 0,00044117 \\ 0,00023780 & 0,00433280 \end{bmatrix}^{-1} \\ &\begin{bmatrix} -0,00834800 & 0,00363465 \\ -0,00247379 & 0,00159603 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ r \end{bmatrix} + \\ &\begin{bmatrix} 0,00933706 & 0,00044117 \\ 0,00023780 & 0,00433280 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \delta_R \end{aligned} \quad (4.1)$$

4.1.2 Model Matematika Gaya *Impact* pada Kapal

Diasumsikan bahwa tidak ada gaya *impact* yang terjadi pada *yaw* yang diakibatkan oleh peluncuran misil terhadap kapal. Kemudian momen gaya *impact* dapat dituliskan sebagai berikut :

$$N = F_i \cos \theta_M \sin \alpha_M \times d$$

dimana d adalah jarak *launcher* terhadap pusat massa kapal (x_G).

Sehingga matriks gaya *impact* yang terjadi pada kapal dapat dituliskan sebagai berikut :

$$\begin{aligned} I &= \begin{bmatrix} Y_{impact} \\ N_{impact} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M \\ -m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M d \end{bmatrix} \end{aligned}$$

Selanjutnya gaya *impact* dibentuk kedalam nondimensional sebagai berikut,

$$\begin{aligned} Y_{impact} &= Y'_{impact} \times \frac{\rho}{2} U^2 L^2 \\ N_{impact} &= N'_{impact} \times \frac{\rho}{2} U^2 L^3 \end{aligned}$$

Sehingga gaya *impact* dapat dituliskan kembali sebagai berikut :

$$I' = \begin{bmatrix} Y'_{impact} \\ N'_{impact} \end{bmatrix}$$

Dalam Tugas Akhir ini besar nilai matriks gaya *impact* yang dihasilkan bergantung pada besar sudut turret (α_M) serta nilai percepatan peluru kendali yang ditembakkan a_M .

Panduan navigasi peluru yang digunakan adalah

Augmented Proporsinal Navigation(APN). APN adalah kendali panduan navigasi peluru pada *smart missile* untuk mencapai sasaran yang diinginkan. APN mampu memperhitungkan manuver sasaran dengan waktu intersepsi yang singkat, dibandingkan dengan panduan navigasi lain seperti *True Proportional Navigation*(TPN) yang hanya mampu mengatasi *non-manuvering target* (Ghose, 2012). Dengan menggunakan APN(*Augment Proportional Navigation*) *Guidance Law* dihitung nilai percepatan peluru kendali (a_M) dengan memilih nilai $N = 3$. [9]

$$a_M = N\dot{R}\alpha_M + \frac{N}{2}a_T$$

dengan

$$\begin{aligned}\dot{R} &= V_T \cos(\theta_T - \alpha_M) - V_M \cos(\theta_M - \alpha_M) \\ \dot{\alpha}_M &= \frac{V_T \sin(\theta_T - \alpha_M) - V_M \sin(\theta_M - \alpha_M)}{R}\end{aligned}$$

dimana V_T adalah kecepatan target dan diasumsikan $V_T = 26 \text{ rad/s}$ dan θ_T adalah sudut tembak target yang diasumsikan $\theta_T = 0,785398 \text{ rad}$. Sehingga dari penurunan hukum kendali APN (*Augment Proportional Navigation*) *Guidance Law* maka didapatkan nilai percepatan missile (a_M) dengan sudut turret (α_M) yang dipilih sebelumnya yaitu 15° , 30° , dan 45° sebagai berikut :

Tabel 4.3: Percepatan Missile dengan Kendali APN

Sudut Turret (α_M)	Percepatan Missile (a_M)
0,261799 <i>rad</i>	8,29509633 <i>rad/s</i> ²
0,523599 <i>rad</i>	5,04276309 <i>rad/s</i> ²
0,785398 <i>rad</i>	0,6 <i>rad/s</i> ²

Dari penurunan gaya *impact* maka didapatkan matriks gaya *impact* sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} Y'_{impact} \\ N'_{impact} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M}{\frac{\rho}{2} U^2 L^2} \\ \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M d}{\frac{\rho}{2} U^2 L^3} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

Tabel 4.4: Paramater Awal Penembakan

Nama	Simbol	Nilai
Massa <i>Missile</i>	m_M	870 kg
Sudut Tembak <i>Missile</i>	θ_M	0,785398 rad
Jarak Peluncur Terhadap Pusat Massa	d	4 m

Selanjutnya dengan memasukkan nilai parameter ke dalam Persamaan (4.2) dimana $\alpha_M = 0,261799 \text{ rad}$ dan $a_M = 8,29509633 \text{ rad/s}^2$ maka diperoleh matriks gaya *impact* sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} \frac{-870 \times 8,29509633 \times \cos(0,785398) \times \sin(0,261799)}{\frac{1024}{2} \times 15,4^2 \times 101,07^2} \\ \frac{-870 \times 8,29509633 \times \cos(0,785398) \times \sin(0,261799) 4}{\frac{1024}{2} \times 15,4^2 \times 101,07^3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1,06479496 \times 10^{-6} \\ -6,11042915 \times 10^{-8} \end{bmatrix}$$

Selanjutnya untuk $\alpha_M = 0,523599 \text{ rad}$ dan $a_M = 5,04276309 \text{ rad/s}^2$ maka diperoleh matriks gaya *impact* sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} \frac{-870 \times 5,04276309 \times \cos(0,785398) \times \sin(0,523599)}{\frac{1024}{2} \times 15,4^2 \times 101,07^2} \\ \frac{-870 \times 5,04276309 \times \cos(0,785398) \times \sin(0,523599) 4}{\frac{1024}{2} \times 15,4^2 \times 101,07^3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1.25050919 \times 10^{-6} \\ -7.17616835 \times 10^{-8} \end{bmatrix}$$

Selanjutnya untuk $\alpha_M = 0,785398 \text{ rad}$ dan $a_M = 0,6 \text{ rad/s}^2$ maka diperoleh matriks gaya *impact* sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} \frac{-870 \times 0,6 \times \cos(0,785398) \times \sin(0,785398)}{\frac{1024}{2} \times 15,4^2 \times 101,07^2} \\ \frac{-870 \times 0,6 \times \cos(0,785398) \times \sin(0,785398)4}{\frac{1024}{2} \times 15,4^2 \times 101,07^3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2.10418816 \times 10^{-7} \\ -1.20750879 \times 10^{-8} \end{bmatrix}$$

4.1.3 Model Matematika Dinamika Kapal dengan Gaya *Impact*

Pada saat peluncuran rudal, kapal mengalami gangguan dari gaya *impact*, maka persamaan model matematika dinamika kapal dengan gaya *impact* yang telah nondimensional menjadi :

$$\dot{x}(t) = M'^{-1}N'x(t) + M'^{-1}R'\delta(t) + M'^{-1}I' \quad (4.3)$$

Dengan:

- $\dot{x}(t)$: Persamaan ruang keadaan
- M : Matriks Inersia Kapal
- N : Matriks Keadaan
- I : Matriks Gaya *Impact*
- x : Vektor keadaan
- R : Matriks Masukan
- δ : Sudut Rudder

Sehingga didapat model matematika dinamika kapal dengan gaya *impact* sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m' - Y'_v & m'x'_G - Y'_r \\ m'x'_G - N'_v & I'_z - N'_r \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} -Y'_v & m'u_0 - Y'_r \\ -N'_v & m'x'_Gu_0 - N'_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ r \end{bmatrix} \\ + \begin{bmatrix} m' - Y'_v & m'x'_G - Y'_r \\ m'x'_G - N'_v & I'_z - N'_r \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \delta_R + \\ \begin{bmatrix} m' - Y'_v & m'x'_G - Y'_r \\ m'x'_G - N'_v & I'_z - N'_r \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M}{\frac{\rho}{2} U^2 L^2} \\ \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M d}{\frac{\rho}{2} U^2 L^3} \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

Selanjutnya karena pada Tugas Akhir ini akan membuat kontrol pada haluan kapal dengan variabel yang diamati adalah ψ yang merupakan sudut hadap kapal dan meninjau persamaa $\dot{\psi} = r$. Dengan r adalah kecepatan sudut hadap kapal. Sehingga ruang keadaan model yang bersesuaian didapatkan dengan memilih $x = [v, r, \psi]^T$ sebagai vektor keadaan dan $u = \delta_R$. Kemudian Persamaan (4.3) ditulis dalam bentuk

$$\dot{x} = Ax + Bu + W$$

dengan :

$$\begin{aligned} A &= M'^{-1}N' \\ B &= M'^{-1}R' \\ W &= M'^{-1}I' \\ u &= \delta_R \end{aligned}$$

diperoleh

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -0,86936438 & 0,37283993 & 0 \\ -0,52324093 & 0,34790355 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + (4.5) \\ &\quad \begin{bmatrix} -10,93358117 \\ 231,40173482 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_R + \\ &\quad \begin{bmatrix} 107,38042131 & -10,93358117 & 0 \\ -5,89343247 & 231,40173482 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ &\quad \begin{bmatrix} \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M}{L^2} \\ \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M d}{\frac{p}{2} U^2 L^3} \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

dimana nantinya gaya *impact* yang mempengaruhi model dinamika kapal bergantung dengan nilai percepatan peluru

kendali (a_M) dan sudut turret tembak peluru (α_M).

Model dinamika kapal dengan gaya *impact* dengan nilai percepatan peluru kendali adalah $a_M = 8,29509633 \text{ rad/s}$ dan sudut turret tembak adalah $\alpha_M = 0,261799 \text{ rad}$ dituliskan sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,86936438 & 0,37283993 & 0 \\ -0,52324093 & 0,34790355 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -10,93358117 \\ 231,40173482 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_R + \begin{bmatrix} 107,38042131 & -10,93358117 & 0 \\ -5,89343247 & 231,40173482 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -1,06479496 \times 10^{-6} \\ -6,11042915 \times 10^{-8} \\ 0 \end{bmatrix}$$

sehingga didapatkan

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,86936438 & 0,37283993 & 0 \\ -0,52324093 & 0,34790355 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -10,93358117 \\ 231,40173482 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_R + \begin{bmatrix} -11,36700422 \times 10^{-5} \\ -7,86434189 \times 10^{-6} \\ 0 \end{bmatrix}$$

Model dinamika kapal dengan gaya *impact* dengan nilai percepatan peluru kendali adalah $a_M = 5,04276309 \text{ rad/s}$ dan

sudut turret tembak adalah $\alpha_M = 0,523599 \text{ rad}$ dituliskan sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,86936438 & 0,37283993 & 0 \\ -0,52324093 & 0,34790355 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -10,93358117 \\ 231,40173482 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_R + \begin{bmatrix} 107,38042131 & -10,93358117 & 0 \\ -5,89343247 & 231,40173482 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -1,25050919 \times 10^{-6} \\ -7,17616835 \times 10^{-8} \\ 0 \end{bmatrix}$$

sehingga didapatkan

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,86936438 & 0,37283993 & 0 \\ -0,52324093 & 0,34790355 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -10,93358117 \\ 231,40173482 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_R + \begin{bmatrix} -13,34955923 \times 10^{-5} \\ -9,23598653 \times 10^{-6} \\ 0 \end{bmatrix}$$

Model dinamika kapal dengan gaya *impact* dengan nilai percepatan peluru kendali adalah $a_M = 0,6 \text{ rad/s}$ dan sudut turret tembak adalah $\alpha_M = 0,785398 \text{ rad}$ dituliskan sebagai berikut :

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -0,86936438 & 0,37283993 & 0 \\ -0,52324093 & 0,34790355 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + \\
&\quad \begin{bmatrix} -10,93358117 \\ 231,40173482 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_R + \\
&\quad \begin{bmatrix} 107,38042131 & -10,93358117 & 0 \\ -5,89343247 & 231,40173482 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\
&\quad \begin{bmatrix} -2,10418816 \times 10^{-7} \\ -1,20750879 \times 10^{-8} \\ 0 \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

sehingga didapatkan

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -0,86936438 & 0,37283993 & 0 \\ -0,52324093 & 0,34790355 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + \\
&\quad \begin{bmatrix} -10,93358117 \\ 231,40173482 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_R + \\
&\quad \begin{bmatrix} -2,24628371 \times 10^{-5} \\ -1,55410721 \times 10^{-6} \\ 0 \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

Dengan output sistem berupa sudut *yaw* (ψ) diberikan sebagai berikut :

$$y = Cx = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ r \\ \psi \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

4.1.4 Uji Keterkontrolan

Sebelum melakukan kendali pada sistem yang direpresentasikan oleh model, maka sistem harus diketahui terlebih dahulu keterkontrolannya. Uji keterkontrolan ini dilakukan untuk menentukan bisa tidaknya dilanjutkan perancangan sistem kendali. Dari Persamaan (4.5) diperoleh matriks A dan B sebagai berikut :

$$A = \begin{bmatrix} -0,86936438 & 0,37283993 & 0 \\ -0,52324093 & 0,34790355 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} -10,93358117 \\ 231,40173482 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Matriks keterkontrolan diberikan oleh persamaan berikut ini :

$$M_c = [B \quad AB \quad A^2B]$$

untuk input δ_R diperoleh matriks keterkontrolan sebagai berikut :

$$M_c = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ -0.52324093 & 0.34790355 & 0 \end{bmatrix}$$

Dengan menggunakan batuan *software* MATLAB maka diperoleh $rank(M_c) = 3$ karena nilai dari $rank$ matriks M_c sama dengan orde sistem, sehingga rancangan kendali untuk sistem dapat dibuat.

4.1.5 Diskritisasi Model

Diskritisasi Persamaan *state* (4.5) disajikan pada persamaan dibawah ini :

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \frac{x_1(k+1)-x_1(k)}{\Delta t} \\ \frac{x_2(k+1)-x_2(k)}{\Delta t} \\ \frac{x_3(k+1)-x_3(k)}{\Delta t} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -0,86936438 & 0,37283993 & 0 \\ -0,52324093 & 0,34790355 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \\
&\quad \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \\ x_3(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -10,93358117 \\ 231,40173482 \\ 0 \end{bmatrix} u + \\
&\quad \begin{bmatrix} 107,38042131 & -10,93358117 & 0 \\ -5,89343247 & 231,40173482 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\
&\quad \begin{bmatrix} \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M}{\frac{\rho}{2} U^2 L^2} \\ \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M d}{\frac{\rho}{2} U^2 L^3} \\ 0 \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

selanjutnya

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} x_1(k+1) - x_1(k) \\ x_2(k+1) - x_2(k) \\ x_3(k+1) - x_3(k) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -0,86936438\Delta t & 0,37283993\Delta t & 0\Delta t \\ -0,52324093\Delta t & 0,34790355\Delta t & 0\Delta t \\ 0\Delta t & 1\Delta t & 0\Delta t \end{bmatrix} \\
&\quad \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \\ x_3(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -10,93358117\Delta t \\ 231,40173482\Delta t \\ 0\Delta t \end{bmatrix} u + \\
&\quad \begin{bmatrix} 107,38042131\Delta t & -10,93358117\Delta t & 0\Delta t \\ -5,89343247\Delta t & 231,40173482\Delta t & 0\Delta t \\ 0\Delta t & 0\Delta t & 0\Delta t \end{bmatrix} \\
&\quad \begin{bmatrix} \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M}{\frac{\rho}{2} U^2 L^2} \\ \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M d}{\frac{\rho}{2} U^2 L^3} \\ 0 \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

sehingga didapatkan

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} x_1(k+1) \\ x_2(k+1) \\ x_3(k+1) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -0,86936438\Delta t + 1 & 0,37283993\Delta t & 0\Delta t \\ -0,52324093\Delta t & 0,34790355\Delta t + 1 & 0\Delta t \\ 0\Delta t & 1\Delta t & 0\Delta t + 1 \end{bmatrix} \\
 &\quad \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \\ x_3(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -10,93358117\Delta t \\ 231,40173482\Delta t \\ 0\Delta t \end{bmatrix} u + \\
 &\quad \begin{bmatrix} 107,38042131\Delta t & -10,93358117\Delta t & 0\Delta t \\ -5,89343247\Delta t & 231,40173482\Delta t & 0\Delta t \\ 0\Delta t & 0\Delta t & 0\Delta t \end{bmatrix} \\
 &\quad \begin{bmatrix} \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M}{\frac{\rho}{2} U^2 L^2} \\ \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M d}{\frac{\rho}{2} U^2 L^3} \\ 0 \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

Dengan mengambil waktu sampling $\Delta t = 0,5$ pembulatan maksimal delapan angka dibelakang koma. Sehingga didapatkan persamaan sebagai berikut,

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} x_1(k+1) \\ x_2(k+1) \\ x_3(k+1) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0,56531781 & 0,18641997 & 0 \\ -0,26162047 & 0,82604821 & 0 \\ 0 & 0,5 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.7) \\
 &\quad \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \\ x_3(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -5,46679059 \\ 115,70086741 \\ 0 \end{bmatrix} u + \\
 &\quad \begin{bmatrix} 53,69021066 & -5,4667959 & 0 \\ -2,94671624 & 115,70086741 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\
 &\quad \begin{bmatrix} \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M}{\frac{\rho}{2} U^2 L^2} \\ \frac{-m_M a_M \cos \theta_M \sin \alpha_M d}{\frac{\rho}{2} U^2 L^3} \\ 0 \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

4.2 Desain Kendali dengan Menggunakan *Model Predictive Control*

Pada bagian ini dijelaskan mengenai penerapan MPC pada desain kendali kapal

4.2.1 Formulasi Fungsi Objektif

Selanjutnya dilakukan formulasi fungsi objektif yang digunakan untuk merancang desain kontrol. Pada Tugas Akhir ini sinyal kontrol bertujuan untuk meminimumkan *error* dari selisih antara referensi trayektori acuan dengan keluaran sistem berupa sudut $yaw(\psi)$ pada saat menembak. Bentuk dari fungsi objektif diberikan sebagai berikut :

$$J(k) = \sum_{i=1}^{N_p} \|\hat{y}_d(k+i|k) - \hat{y}(k+i|k)\|_{Q(i)}^2 + \sum_{i=0}^{N_c-1} \|\Delta \hat{u}(k+i|k)\|_{R(i)}^2 \quad (4.8)$$

dengan $\hat{y}(k+i|k)$ adalah prediksi *internal plat output*, kemudian $\Delta \hat{u}(k+i|k)$ adalah selisih dari variabel input kedepan, $k+2$, yang akan diprediksi pada waktu ke k . Kemudian $Q(i)$ dan $R(i)$ merupakan matriks simetri definit positif. Parameter untuk adaptasi kendali adalah prediksi horizon N_p , dan kendali horizon N_c , matriks Q dan R . Dimana Q merupakan matriks berdimensi $n \times n$, dengan n adalah jumlah variabel keadaan sistem.

Pada Tugas Akhir ini, variabel keadaan yang ada pada sistem ada tiga yaitu kecepatan *sway*, kecepatan *yaw* dan sudut *yaw*. Sehingga ukuran matriks Q adalah 3×3 . Sedangkan matriks R adalah matriks dengan ukuran $m \times 1$, dengan m adalah jumlah kendali input dalam sistem. Kendali input yang digunakan pada Tugas Akhir ini adalah sudut *rudder* (kemudi). Sehingga ukuran matriks R adalah 1×1 ,

serta referensi trayektori y_d .

Pada Tugas Akhir ini, kasus yang diambil ialah ketika $Np = Nc$, sehingga fungsi objektif dapat dituliskan kembali sebagai berikut:

$$\begin{aligned}
 J(k) &= \sum_{i=1}^{N_p} \|\hat{y}_d(k+i|k) - \hat{y}(k+i|k)\|_{Q_{(i)}}^2 + \sum_{i=0}^{N_c-1} \|\Delta\hat{u}(k+i|k)\|_{R_{(i)}}^2 \\
 &= \sum_{i=1}^{N_p} \|\hat{y}_d(k+i|k) - \hat{y}(k+i|k)\|_{Q_{(i)}}^2 + \|\Delta\hat{u}(k+i-1|k)\|_{R_{(i)}}^2 \\
 &= \|\hat{y}_d(k+1|k) - \hat{y}(k+1|k)\|_{Q_{(1)}}^2 + \\
 &\quad \|\hat{y}_d(k+2|k) - \hat{y}(k+2|k)\|_{Q_{(2)}}^2 + \dots \\
 &\quad + \|\hat{y}_d(k+N_p|k) - \hat{y}(k+N_p|k)\|_{Q_{(N_p)}}^2 + \|\Delta\hat{u}(k|k)\|_{R_{(0)}}^2 \\
 &\quad + \|\Delta\hat{u}(k+1|k)\|_{R_{(1)}}^2 + \dots + \|\Delta\hat{u}(k+N_p|k)\|_{R_{(N_p-1)}}^2
 \end{aligned}$$

Dengan

$$\begin{aligned}
 \|\hat{y}_d(k+i|k) - \hat{y}(k+i|k)\|_{Q_{(i)}}^2 &= [\hat{y}_d(k+i|k) - \hat{y}(k+i|k)]^T \\
 &\quad Q_{(i)}(\hat{y}_d(k+i|k) - \\
 &\quad \hat{y}(k+i|k)) \quad (4.9)
 \end{aligned}$$

Selanjutnya substitusi Persamaan (4.9) kedalam persamaan (4.8) sehingga persamaan fungsi objektif menjadi

$$J = [Y_d - Y]^T Q(Y_d - Y) + \Delta U^T R \Delta U \quad (4.10)$$

Kemudian substitusikan Persamaan (2.37) dari formulasi plan model pada Bab 2 kedalam Persamaan (4.10). Sehingga fungsi objektif menjadi

$$\begin{aligned}
 J &= [Y_d - (Fx + \Phi\Delta U + SU)]^T Q(Y_d - (Fx + \Phi\Delta U + SU)) + \\
 &\quad \Delta U^T R \Delta U \quad (4.11)
 \end{aligned}$$

dengan

$$\begin{aligned}
 Y_d &= \begin{bmatrix} \hat{y}_d(k+1|k) \\ \hat{y}_d(k+2|k) \\ \hat{y}_d(k+3|k) \\ \vdots \\ \hat{y}_d(k+Np|k) \end{bmatrix}_{Np \times 1} \\
 Q &= \begin{bmatrix} Q_{(1)} & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & Q_{(2)} & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & Q_{(3)} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & Q_{(Np)} \end{bmatrix}_{Np \times Np} \\
 R &= \begin{bmatrix} R_{(0)} & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & R_{(1)} & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & R_{(2)} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & R_{(Np-1)} \end{bmatrix}_{Np \times Np}
 \end{aligned}$$

4.2.2 Formulasi Fungsi Kendala

Pada Tugas akhir ini kendala yang diberikan meliputi kendala pada variasi *increment* variabel kontrol, kendala pada variabel kontrol, dan kendala pada *state*. Formulasi kendala pada Tugas Akhir ini diberikan sebagai berikut :

1. Formulasi kendala pada *increment* variabel kontrol.

$$\Delta U^{min} \leq \Delta U \leq \Delta U^{max} \quad (4.12)$$

dimana ΔU merupakan vektor kolom yang berisi sebanyak Nc elemen dari ΔU .

Dari Persamaan (4.12) diperoleh persamaan sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} -1 \\ 1 \end{bmatrix} \Delta U \leq \begin{bmatrix} -\Delta U^{min} \\ \Delta U^{max} \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

dengan memisalkan $M_1 = \begin{bmatrix} -1 \\ 1 \end{bmatrix}$ dan $N_1 = \begin{bmatrix} -\Delta U^{min} \\ \Delta U^{max} \end{bmatrix}$,
maka Persamaan (4.13) dapat dituliskan kembali

$$M_1 \Delta U \leq N_1$$

2. Formulasi kendala pada variabel kontrol.

Diketahui bahwa $\Delta u(k|k) = u(k|k) - u(k-1|k)$, sehingga diperoleh persamaan

$$\begin{aligned} u(k|k) &= \Delta u(k|k) + u(k-1|k) \\ u(k+1|k) &= \Delta u(k+1|k) + \Delta u(k|k) + u(k-1|k) \\ &\vdots \\ u(k+Np-1|k) &= \Delta u(k+Np-1|k) + \Delta u(k+Np-2|k) \\ &\quad + \cdots + \Delta u(k|k) + u(k-1|k) \end{aligned}$$

sehingga dapat dituliskan dalam bentuk matriks berikut:

$$\begin{bmatrix} u(k|k) \\ u(k+1|k) \\ u(k+2|k) \\ \vdots \\ u(k+Np-1|k) \end{bmatrix}_{Np \times 1} = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}_{Np \times 1} U(k-1|k) + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 1 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 1 & 1 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & 1 & 1 & \cdots & 1 \end{bmatrix}_{Np \times Np} \Delta U \quad (4.14)$$

dengan memisalkan

$$C_1 = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}_{Np \times 1}, \quad C_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 1 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 1 & 1 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & 1 & 1 & \cdots & 1 \end{bmatrix}_{Np \times Np}$$

Persamaan (4.14) dapat dituliskan dalam bentuk

$$U = C_1 U(k-1|k) + C_2 \Delta U \quad (4.15)$$

Kendala variabel kontrol diberikan sebagai berikut

$$U^{min} \leq U \leq U^{max} \quad (4.16)$$

dengan mensubstitusi Persamaan (4.14) ke Persamaan (4.16), maka diperoleh persamaan berikut

$$\begin{aligned} -C_2 \Delta U &\leq -U^{min} + C_1 U(k-1|k) \\ C_2 \Delta U &\leq U^{max} - C_1 U(k-1|k) \end{aligned}$$

sehingga dapat ditulis dalam bentuk matriks sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} -C_2 \\ C_2 \end{bmatrix}_{2Np \times Np} \Delta U \leq \begin{bmatrix} -U^{min} + C_1 U(k-1|k) \\ U^{max} - C_1 U(k-1|k) \end{bmatrix}_{2Np \times 1} \quad (4.17)$$

dengan memisalkan

$$\begin{aligned} M_2 &= \begin{bmatrix} -C_2 \\ C_2 \end{bmatrix}_{2Np \times Np} \\ N_2 &= \begin{bmatrix} -U^{min} + C_1 U(k-1|k) \\ U^{max} - C_1 U(k-1|k) \end{bmatrix}_{2Np \times 1} \end{aligned}$$

maka Persamaan (4.17) dapat dituliskan kembali

$$M_2 \Delta U \leq N_2$$

3. Formulasi kendala pada *state*.

Diberikan suatu sistem diskrit sebagai berikut

$$x(k+1) = Ax(k) + B\Delta u(k) + Bu(k-1)$$

dengan batas kendala kecepatan *yaw*

$$r^{min} \leq \begin{bmatrix} x_{1j} \\ x_{2j} \\ x_{3j} \end{bmatrix} \leq r^{max}$$

dapat ditulis kembali

$$\begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{1j} \\ x_{2j} \\ x_{3j} \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} -r^{min} \\ r^{max} \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

dengan memisalkan

$$D = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, x_j = \begin{bmatrix} x_{1j} \\ x_{2j} \\ x_{3j} \end{bmatrix}, \text{ dan } E_1 = \begin{bmatrix} -r^{min} \\ r^{max} \end{bmatrix}$$

maka Persamaan (4.18) dapat dituliskan kembali

$$Dx_j \leq E_1 \quad (4.19)$$

untuk $j = 1, 2, \dots, Np$ maka dari Persamaan (4.19) didapatkan perhitungan sebagai berikut

$$\begin{aligned} j = 1 & \quad DAx(k) + DB\Delta u(k) + DBu(k-1) \leq E_1 \\ j = 2 & \quad DA^2x(k) + (DAB + DB)\Delta u(k) + (DAB + DB) \\ & \quad u(k-1) + DB\Delta u(k+1) \leq E_1 \\ & \quad \vdots \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
j = Np \quad & DA^{Np}x(k + Np - 1) + (DA^{Np-1}B + DA^{Np-2}B \\
& + \dots + DA^{Np-Nc}B)\Delta u(k + Np - Nc) + (DA^{Np-2}B \\
& + DA^{Np-3}B + \dots + DA^{Np-Nc}B)\Delta u(k + Np - (Np - 1)) \\
& + \dots + DA^{Np-Nc}B\Delta u(k + Np - 1) + (DA^{Np-1}B + \\
& DA^{Np-2}B + \dots + DA^{Np-Nc}B)u(k - 1) \leq E_1 \quad (4.20)
\end{aligned}$$

Persamaan (4.20) dapat dituliskan dalam bentuk matriks sebagai berikut

$$\begin{bmatrix} DB & \dots & 0 \\ DAB + DB & \dots & 0 \\ DA^2B + DAB + DB & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ DA^{Np-1}B + \dots + DB & \dots & DB \end{bmatrix}_{2N_p \times N_p}$$

$$\begin{bmatrix} \Delta u(k) \\ \Delta u(k+1) \\ \Delta u(k+2) \\ \vdots \\ \Delta u(k + Np - 1) \end{bmatrix}_{2N_p \times N_p} + \begin{bmatrix} DA \\ DA^2 \\ DA^3 \\ \vdots \\ DA^{Np} \end{bmatrix}_{2N_p \times 1} x_j +$$

$$\begin{bmatrix} DB & 0 & 0 & \dots & 0 \\ DAB & DB & 0 & \dots & 0 \\ DA^2B & DAB & DB & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ DA^{Np-1}B & DA^{Np-2}B & DA^{Np-2}B & \dots & DB \end{bmatrix}_{2N_p \times N_p}$$

$$\begin{bmatrix} u(k-1) \\ u(k-1) \\ u(k-1) \\ \vdots \\ u(k-1) \end{bmatrix}_{2N_p \times 1} \leq \begin{bmatrix} E_1 \\ E_1 \\ E_1 \\ \vdots \\ E_1 \end{bmatrix}_{2N_p \times 1} \quad (4.21)$$

dengan memisalkan

$$M_3 = \begin{bmatrix} DB & \cdots & 0 \\ DAB + DB & \cdots & 0 \\ DA^2B + DAB + DB & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ DA^{N_p-1}B + \cdots + DB & \cdots & DB \end{bmatrix}_{2N_p \times N_p},$$

$$C_4 = \begin{bmatrix} DA \\ DA^2 \\ DA^3 \\ \vdots \\ DA^{N_p} \end{bmatrix}_{2N_p \times 1},$$

$$C_5 = \begin{bmatrix} DB & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ DAB & DB & 0 & \cdots & 0 \\ DA^2B & DAB & DB & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ DA^{N_p-1}B & DA^{N_p-2}B & DA^{N_p-2}B & \cdots & DB \end{bmatrix}_{2N_p \times N_p},$$

dan $E = \begin{bmatrix} E_1 \\ E_1 \\ E_1 \\ \vdots \\ E_1 \end{bmatrix}_{2N_p \times 1}.$

Sehingga Persamaan (4.21) diatas dapat diubah menjadi pertidaksamaan berikut :

$$\begin{aligned}
M_3\Delta U + C_4x_j + C_5U(k-1) &\leq E \\
M_3\Delta U &\leq E - C_4x_j - C_5U(k-1)
\end{aligned} \tag{4.22}$$

dengan memisalkan

$$N_3 = [E - C_4x_j - M_3U(k-1)]_{2Np \times 1}$$

maka Persamaan (4.22) dapat ditulis kembali dalam bentuk

$$M_3\Delta U \leq N_3 \tag{4.23}$$

Sehingga fungsi tujuan dan kendala batas dari perhitungan diatas dapat dituliskan sebagai berikut

$$\begin{aligned}
J(k) = & [Y_d - (Fx(k|k) + \Phi\Delta U + SU(k-1))]^T Q \\
& (Y_d - (Fx(k|k) + \Phi\Delta U + SU(k-1))) + \\
& \Delta U^T R \Delta U
\end{aligned} \tag{4.24}$$

kendala

$$\begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \end{bmatrix} \Delta U \leq \begin{bmatrix} N_1 \\ N_2 \\ N_3 \end{bmatrix} \tag{4.25}$$

4.3 Simulasi dan Analisis Penerapan *Model Predictive Control*(MPC) pada Kendali Haluan Kapal

Bagian ini menjelaskan tentang simulasi yang dilakukan dan analisis dari performansi sistem kendali haluan kapal saat melakukan penembakan peluru kendali dengan menggunakan kendali optimasi yang telah dirancang sebelumnya. Nilai dari sudut turret penembakan peluru kendali yang diberikan akan mempengaruhi besar gaya

impact yang terjadi pada kapal. Kemudian besar gaya *impact* yang dihasilkan akan mempengaruhi posisi sudut *yaw* kapal.

Pada penelitian ini dilakukan simulasi dengan menggunakan nilai N_p yang bervariasi, nilai N_p yang dipilih adalah 15, 17, 20, dan 25, serta sudut turret yang disimulasikan juga berbeda. Dalam kasus ini sudut turret penembakan peluru kendali (α_M) yang dipilih adalah 15° , 30° dan 45° terhadap kapal, dan juga $N_p = N_c$. Sehingga dapat dianalisis pengaruh dari besar gaya *impact* terhadap sudut haluan kapal untuk nilai N_p yang sama. Kemudian dari *impact* yang paling besar akan dianalisis pengaruh nilai N_p . Simulasi yang dilakukan menggunakan nilai koefisien bobot $Q = 100$ dan $R = 1$. Pada simulasi ini, nilai awal variabel keadaan didefinisikan $x_1(1) = 0 \text{ m/s}$, $x_2(1) = 0 \text{ rad/s}$ dan $x_3(1) = 30 \text{ rad}$. Selain itu didefinisikan juga nilai awal sudut kemudi (*rudder*) yaitu $u(1) = 0 \text{ rad}$.

4.3.1 Simulasi Kendali Haluan Kapal Melakukan Penembakan Setelah Mencapai Posisi Sudut Yang Diinginkan

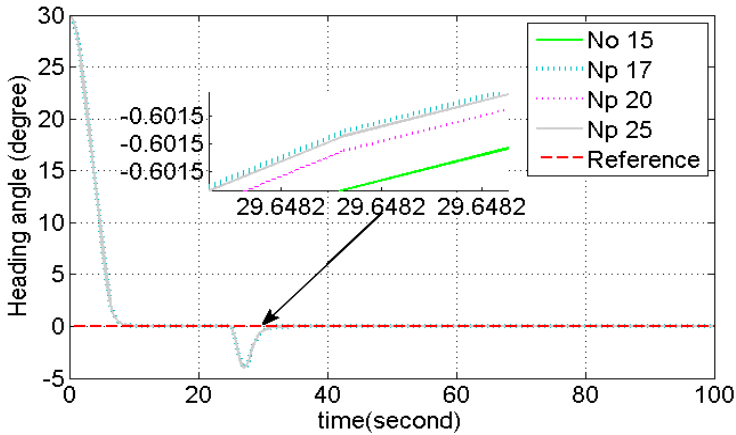
Pada simulasi ini kapal menembak target setelah memenuhi instruksi kendali untuk berada pada posisi sudut kapal yang diinginkan. Dalam hal ini sudut *yaw* kapal yang diinginkan adalah 0° . Pada mulanya kapal berada pada sudut *yaw* $\psi = 30^\circ$, kemudian *ship heading autopilot control* akan mengarahkan sudut *yaw* kapal hingga menuju posisi sudut yang diinginkan, dengan kata lain pada saat $\psi = 0^\circ$. Setelah sudut *yaw* sudah berada pada posisi yang diinginkan, kapal kemudian menembakan peluru kendali.

Selanjutnya variasi nilai gaya *impact* yang digunakan bergantung pada sudut turret yang dipilih saat melakukan penembakan rudal. Parameter-parameter lainnya dibuat tetap, yaitu waktu simulasi yang digunakan adalah 100 detik, dengan waktu sampling $\Delta t = 0,5$ detik. Kondisi yang

diberikan adalah kapal berada dalam kondisi bermanuver dan tidak ada gangguan alam yang mengenai kapal (*sea state 0*), hasil uji simulasi dapat dilihat pada gambar 4.1-4.12.

Simulasi I

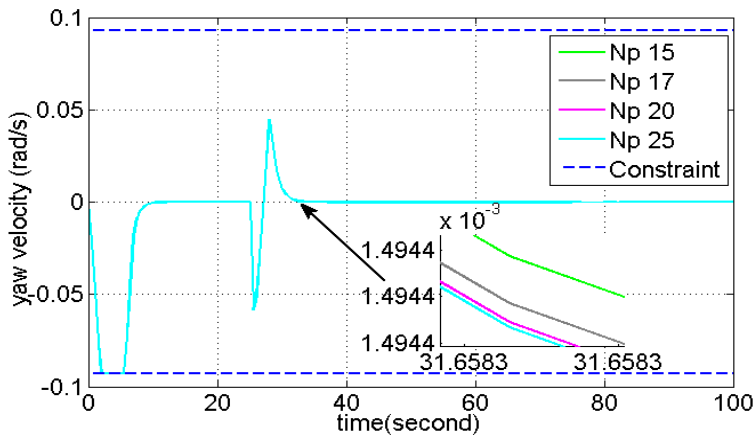
Gambar 4.1-4.4 adalah hasil simulasi dengan menggunakan sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$. Nilai N_p yang telah dipilih sebelumnya, yaitu 15, 17, 20, dan 25.



Gambar 4.1: Sudut *Yaw* Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.1 menunjukkan bahwa sudut *yaw* kapal dari 30° mendekati nilai sudut yang diinginkan yaitu 0° pada iterasi ke 20 atau detik ke 10. Kemudian dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 25 yang mengakibatkan terjadinya gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* yang mengenai kapal mengakibatkan sudut *yaw* kapal bergerak ke arah kiri sebesar $4,0078^\circ$ pada detik ke 27,5, kemudian sudut *yaw* kapal kembali mendekati

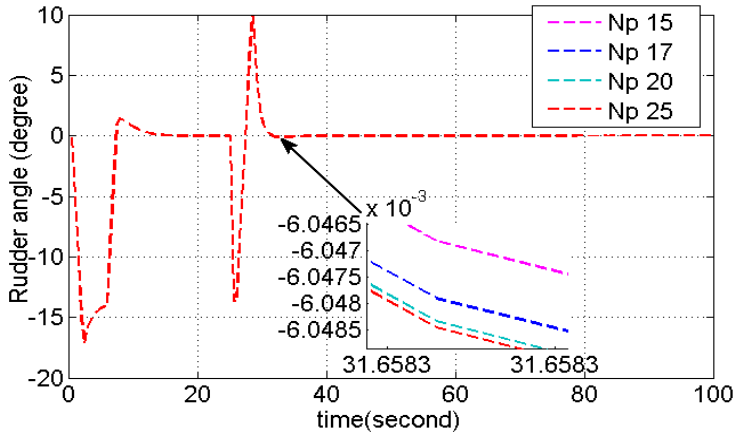
nilai sudut referensi yang diinginkan (0°) pada detik ke 37. Pada Gambar 4.1 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat pengaruh gaya *impact* dengan sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$ terhadap sudut *yaw* kapal yang paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.



Gambar 4.2: Kecepatan *Yaw* Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.2 menunjukkan bahwa kecepatan *yaw* mencapai nilai $0,0932 \text{ rad/s}$ pada iterasi ke 5 atau detik ke 2,5. Dalam hal ini nilai negatif pada kecepatan *yaw* kapal menunjukkan bahwa kapal sedang bergerak ke arah kiri. Kemudian pada iterasi ke 12 atau detik ke 6 kecepatan *yaw* kapal mulai mendekati nol rad/s , atau dapat dikatakan kecepatan *yaw* kapal sangat kecil (hampir berhenti). Setelah kecepatan *yaw* kapal mengecil atau hampir berhenti maka kapal mendapatkan instruksi untuk menembakkan peluru

kendali (*missile*) pada detik ke 25. Terlihat pada Gambar 4.2 bahwa sesaat setelah menembak kapal bergerak ke arah yang berlawanan dengan arah tembak (ke kiri) dengan besar kecepatan *yaw* mencapai $0,0582 \text{ rad/s}$. Kemudian kapal bergerak ke arah kanan dengan besar kecepatan *yaw* mencapai $0,0449 \text{ rad/s}$ pada detik ke 28,5 atau pada iterasi ke 57. Setelah itu kapal mulai kembali stabil atau dapat dikatakan kecepatan *yaw* kembali mendekati nol (berhenti) pada detik ke 36. Pada Gambar 4.2 juga terlihat bahwa variasi N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *yaw* kapal. Namun terlihat bahwa gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali dengan sudut turret 15° mempengaruhi kecepatan *yaw* paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.

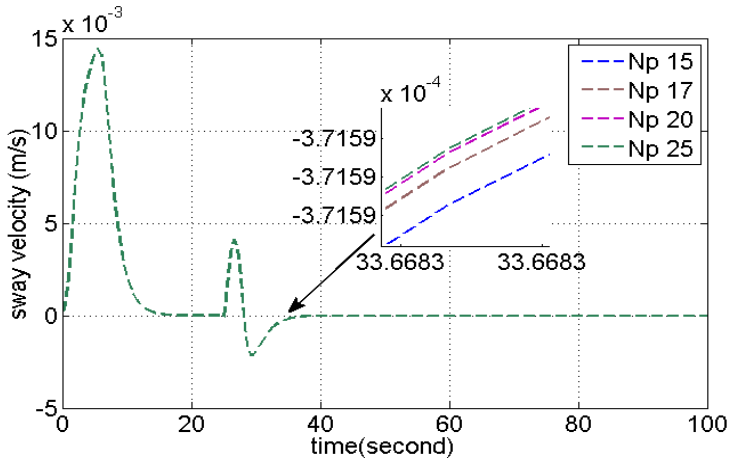


Gambar 4.3: Sudut *rudder* Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.3 menunjukkan bahwa besar sudut *rudder* (sudut kemudi) bersesuaian dengan

kecepatan *yaw*. Besar sudut *rudder* mencapai $17,17^\circ$ pada iterasi ke 6 atau detik ke 3, nilai minus berarti kapal berjalan ke arah kiri. Kemudian sudut *rudder* mendekati nol, yang artinya kapal sudah mendekati sudut hadap yang diinginkan sebelum melakukan penembakan yaitu 0° . Pada detik ke 25 dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) sehingga terjadilah gaya *impact* pada kapal. Saat terkena gaya *impact*, sudut *rudder* kembali mengalami peningkatan dari 0° menjadi $13,65^\circ$. Sudut *rudder* sebesar $13,65^\circ$ berlangsung dari detik ke 26 sampai detik ke 26,5. Setelah itu kapal bergerak ke kanan, dengan besar sudut *rudder* menjadi $9,9527^\circ$ pada detik ke 29. Kemudian sudut *rudder* mulai mendekati nol atau kapal mendekati ke sudut hadap yang diinginkan pada detik ke 40. Pada Gambar 4.3 terlihat bahwa variasi nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap sudut *rudder* untuk model kapal 2 DOF. Dapat ditinjau bahwa gaya *impact* dengan sudut *turret* peluru kendali 15° yang mempengaruhi sudut *rudder* paling besar terjadi pada saat nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.

Hasil simulasi pada Gambar 4.4 menunjukkan bahwa arah gerak kecepatan *sway* berkebalikan dengan sudut *rudder* kapal. Kecepatan *sway* meningkat dari 0 m/s mencapai nilai $0,0144 \text{ m/s}$ pada detik ke 6, kemudian kecepatan berkurang dan mendekati nol m/s pada detik ke 20. Kemudian dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 25, kecepatan *sway* kapal kembali meningkat menjadi $4,15 \times 10^{-3} \text{ m/s}$ pada detik ke 27 dan arah *sway* bergerak ke kiri dengan kecepatan sebesar $2,119 \times 10^{-3} \text{ m/s}$ pada detik ke 30. Kemudian kecepatan *sway* mendekati nol atau dapat dikatakan hampir berhenti pada detik ke 41. Pada Gambar 4.4 juga menunjukkan bahwa variasi perubahan nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *sway* dari model kapal 2 DOF.



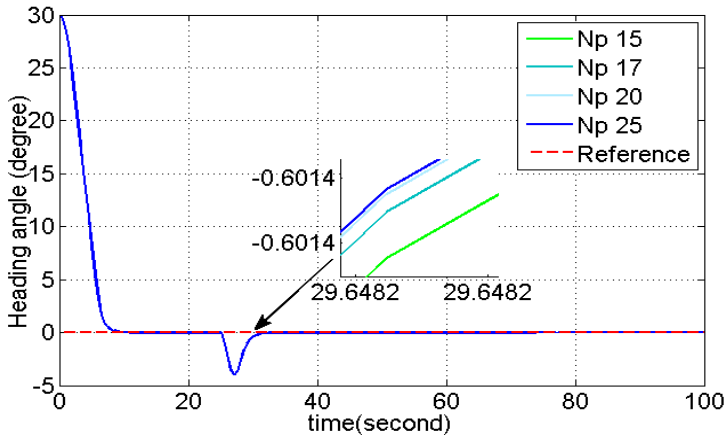
Gambar 4.4: Kecepatan *Sway* Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

Namun dapat dilihat gaya *impact* dengan sudut turret 15° yang mempengaruhi kecepatan *sway* paling besar pada nilai $N_p = 17$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

Simulasi II

Gambar 4.5-4.8 adalah hasil simulasi dengan menggunakan sudut turret $\alpha_M = 30^\circ$. Nilai N_p yang telah dipilih sebelumnya, yaitu 15, 17, 20, dan 25.

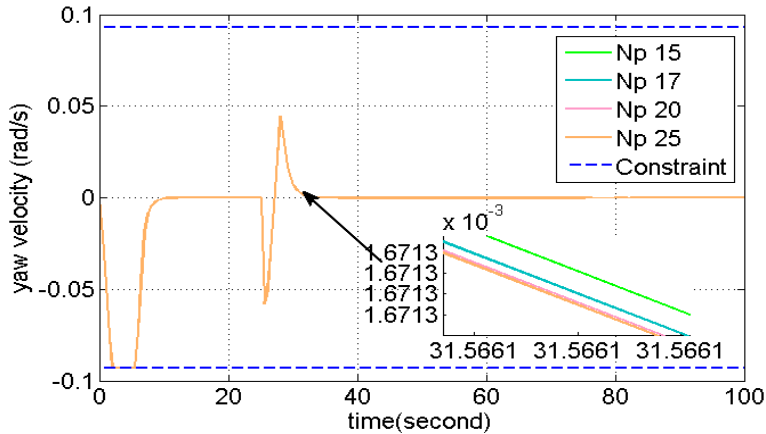
Hasil simulasi pada Gambar 4.5 menunjukkan bahwa sudut *yaw* kapal dari 30° mendekati nilai sudut yang diinginkan yaitu 0° pada iterasi ke 20 atau detik ke 10. Kemudian dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 25 yang mengakibatkan terjadinya gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* yang mengenai kapal mengakibatkan sudut *yaw* kapal bergerak ke arah kiri sebesar $3,9999^\circ$ pada detik ke 27,5, kemudian sudut *yaw* kapal kembali mendekati



Gambar 4.5: Sudut *Yaw* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

nilai sudut referensi yang diinginkan (0°) pada detik ke 34. Pada Gambar 4.5 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat pengaruh gaya *impact* dengan sudut turret $\alpha_M = 30^\circ$ terhadap sudut *yaw* kapal yang paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.

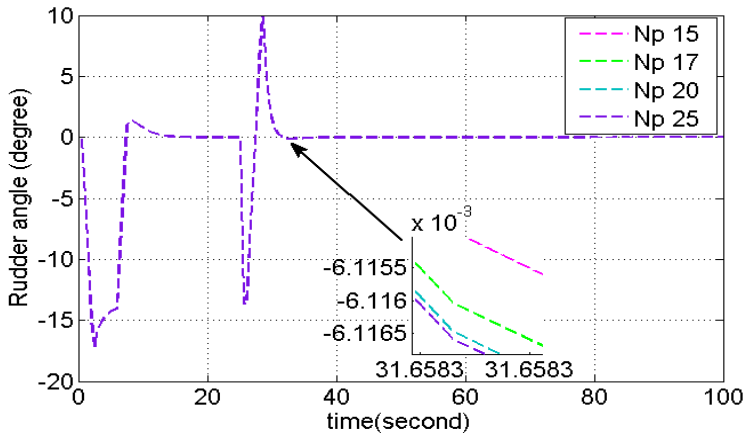
Hasil simulasi pada Gambar 4.6 menunjukkan bahwa kecepatan *yaw* mencapai nilai $0,0932 \text{ rad/s}$ pada iterasi ke 5 atau detik ke 2,5. Dalam hal ini nilai negatif pada kecepatan *yaw* kapal menunjukkan bahwa kapal sedang bergerak ke arah kiri. Kemudian pada iterasi ke 12 atau detik ke 6 kecepatan *yaw* kapal mulai mendekati nol rad/s , atau dapat dikatakan kecepatan *yaw* kapal sangat kecil (hampir berhenti). Setelah kecepatan *yaw* kapal mengecil atau hampir berhenti maka kapal mendapatkan instruksi untuk menembakkan peluru



Gambar 4.6: Kecepatan *Yaw* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

kendali (*missile*) pada detik ke 25. Terlihat pada Gambar 4.6 bahwa sesaat setelah menembak kapal bergerak ke arah yang berlawanan dengan arah tembak (ke kiri) dengan besar kecepatan *yaw* mencapai $0,0581 \text{ rad/s}$. Kemudian kapal bergerak ke arah kanan dengan besar kecepatan *yaw* mencapai $0,0447 \text{ rad/s}$ pada detik ke 28,5 atau pada iterasi ke 57. Setelah itu kapal mulai kembali stabil atau dapat dikatakan kecepatan *yaw* kembali mendekati nol (berhenti) pada detik ke 35. Pada Gambar 4.6 juga terlihat bahwa variasi N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *yaw* kapal. Namun terlihat bahwa gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali dengan sudut turret 30° mempengaruhi kecepatan *yaw* paling besar terjadi pada nilai $N_p = 17$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

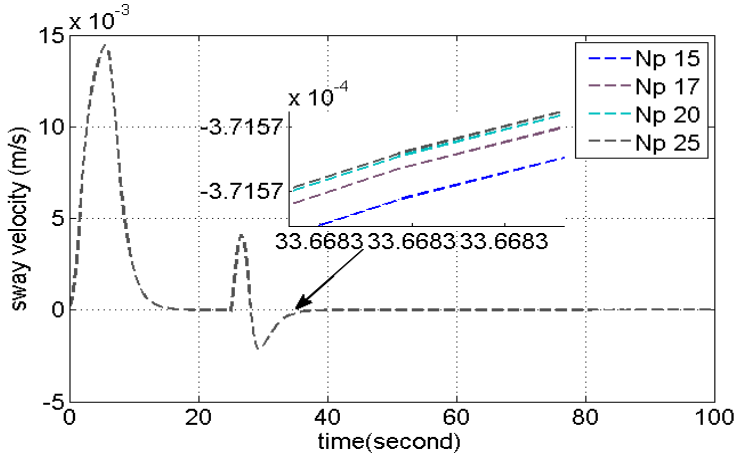
Hasil simulasi pada Gambar 4.7 menunjukkan bahwa besar sudut *rudder* (sudut kemudi) bersesuaian dengan



Gambar 4.7: Sudut *rudder* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

kecepatan *yaw*. Besar sudut *rudder* mencapai $17,17^\circ$ pada iterasi ke 6 atau detik ke 3, nilai minus berarti kapal berjalan ke arah kiri. Kemudian sudut *rudder* mendekati nol, yang artinya kapal sudah mendekati sudut hadap yang diinginkan sebelum melakukan penembakan yaitu 0° . Pada detik ke 25 dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) sehingga terjadilah gaya *impact* pada kapal. Saat terkena gaya *impact*, sudut *rudder* kembali mengalami peningkatan dari 0° menjadi $13,648^\circ$. Sudut rudder sebesar $13,648^\circ$ berlangsung dari detik ke 26 sampai detik ke 26,5. Setelah itu kapal bergerak ke kanan, dengan besar sudut *rudder* menjadi $9,9131^\circ$ pada detik ke 29. Kemudian sudut *rudder* mulai mendekati nol atau kapal mendekati ke sudut hadap yang diinginkan pada detik ke 37,5. Pada Gambar 4.7 terlihat bahwa variasi nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap sudut *rudder* untuk model kapal 2 DOF. Dapat ditinjau bahwa gaya *impact*

dengan sudut *turret* peluru kendali 30° yang mempengaruhi sudut *rudder* paling besar terjadi pada saat nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.



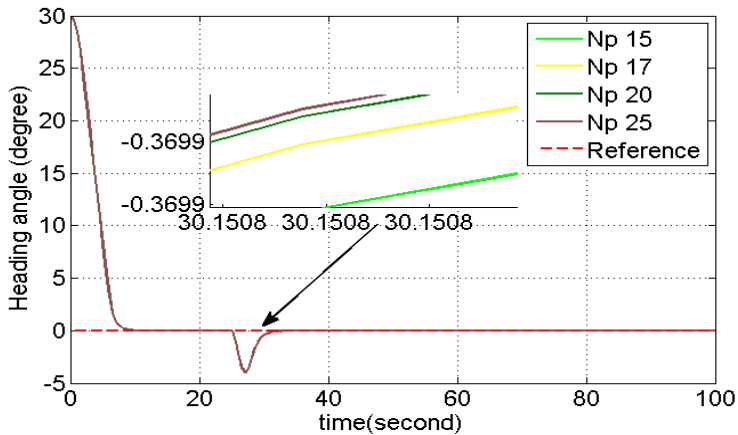
Gambar 4.8: Kecepatan *Sway* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.8 menunjukkan bahwa arah gerak kecepatan *sway* berkebalikan dengan sudut *rudder* kapal. Kecepatan *sway* meningkat dari 0 m/s mencapai nilai $0,0144 \text{ m/s}$ pada detik ke 6, kemudian kecepatan berkurang dan mendekati nol m/s pada detik ke 20. Kemudian dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 25, kecepatan *sway* kapal kembali meningkat menjadi $4,1051 \times 10^{-3} \text{ m/s}$ pada detik ke 27 dan arah *sway* bergerak ke kiri dengan kecepatan sebesar $2,1202 \times 10^{-3} \text{ m/s}$ pada detik ke 30. Kemudian kecepatan *sway* mendekati nol atau dapat dikatakan hampir berhenti pada detik ke 41. Pada Gambar 4.8 juga menunjukkan bahwa variasi perubahan nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang

signifikan terhadap kecepatan *sway* dari model kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat gaya *impact* dengan sudut turret 30° yang mempengaruhi kecepatan *sway* paling besar pada nilai $N_p = 17$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

Simulasi III

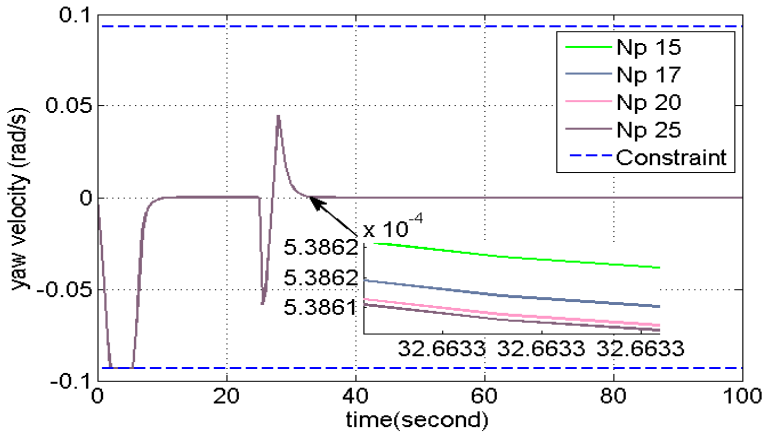
Gambar 4.9-4.12 adalah hasil simulasi dengan menggunakan sudut turret $\alpha_M = 45^\circ$. Nilai N_p yang telah dipilih sebelumnya, yaitu 15, 17, 20, dan 25.



Gambar 4.9: Sudut *Yaw* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.9 menunjukkan bahwa sudut *yaw* kapal dari 30° mendekati nilai sudut yang diinginkan yaitu 0° pada iterasi ke 20 atau detik ke 10. Kemudian dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 25 yang mengakibatkan terjadinya gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* yang mengenai kapal mengakibatkan sudut *yaw* kapal bergerak ke arah kiri sebesar $4,0145^\circ$ pada

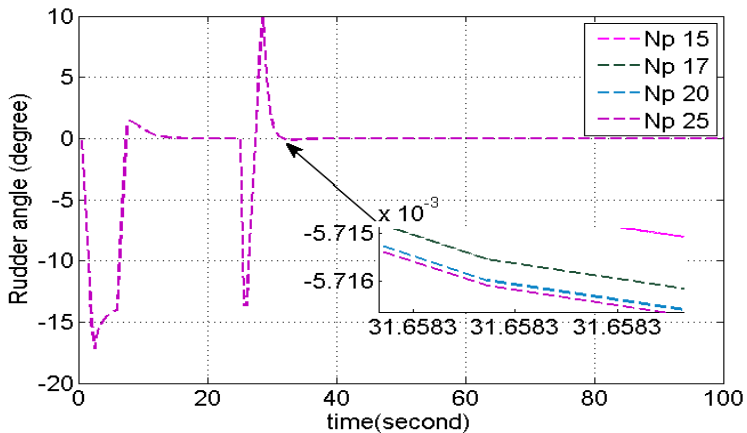
detik ke 27,5, kemudian sudut *yaw* kapal kembali mendekati nilai sudut referensi yang diinginkan (0°) pada detik ke 35. Pada Gambar 4.9 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat pengaruh gaya *impact* dengan sudut turret $\alpha_M = 45^\circ$ terhadap sudut *yaw* kapal yang paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.



Gambar 4.10: Kecepatan *Yaw* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.10 menunjukkan bahwa kecepatan *yaw* mencapai nilai $0,0932 \text{ rad/s}$ pada iterasi ke 5 atau detik ke 2,5. Dalam hal ini nilai negatif pada kecepatan *yaw* kapal menunjukkan bahwa kapal sedang bergerak ke arah kiri. Kemudian pada iterasi ke 12 atau detik ke 6 kecepatan *yaw* kapal mulai mendekati nol *rad/s*, atau dapat dikatakan kecepatan *yaw* kapal sangat kecil (hampir berhenti). Setelah kecepatan *yaw* kapal mengecil atau hampir berhenti maka

kapal mendapatkan instruksi untuk menembakkan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 25. Terlihat pada Gambar 4.10 bahwa sesaat setelah menembak kapal bergerak ke arah yang berlawanan dengan arah tembak (ke kiri) dengan besar kecepatan *yaw* mencapai $0,0582 \text{ rad/s}$. Kemudian kapal bergerak ke arah kanan dengan besar kecepatan *yaw* mencapai $0,045 \text{ rad/s}$ pada detik ke 28,5 atau pada iterasi ke 57. Setelah itu kapal mulai kembali stabil atau dapat dikatakan kecepatan *yaw* kembali mendekati nol (berhenti) pada detik ke 35. Pada Gambar 4.10 juga terlihat bahwa variasi N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *yaw* kapal. Namun terlihat bahwa gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali dengan sudut turret 45° mempengaruhi kecepatan *yaw* paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.

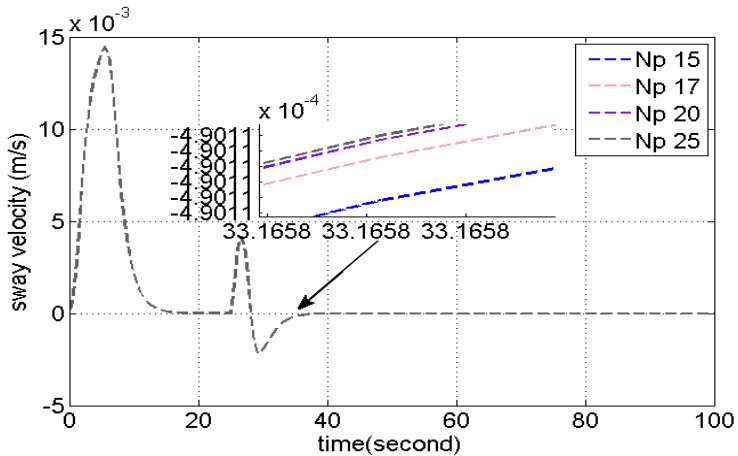


Gambar 4.11: Sudut *rudder* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.11 menunjukkan bahwa

besar sudut *rudder* (sudut kemudi) bersesuaian dengan kecepatan *yaw*. Besar sudut *rudder* mencapai $17,17^\circ$ pada iterasi ke 6 atau detik ke 3, nilai minus berarti kapal berjalan ke arah kiri. Kemudian sudut *rudder* mendekati nol, yang artinya kapal sudah mendekati sudut hadap yang diinginkan sebelum melakukan penembakan yaitu 0° . Pada detik ke 25 dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) sehingga terjadilah gaya *impact* pada kapal. Saat terkena gaya *impact*, sudut *rudder* kembali mengalami peningkatan dari 0° menjadi $13,6478^\circ$. Sudut rudder sebesar $13,6478^\circ$ berlangsung dari detik ke 26 sampai detik ke 26,5. Setelah itu kapal bergerak ke kanan, dengan besar sudut *rudder* menjadi $9,9868^\circ$ pada detik ke 29. Kemudian sudut *rudder* mulai mendekati nol atau kapal mendekati ke sudut hadap yang diinginkan pada detik ke 39. Pada Gambar 4.11 terlihat bahwa variasi nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap sudut *rudder* untuk model kapal 2 DOF. Dapat ditinjau bahwa gaya *impact* dengan sudut *turret* peluru kendali 45° yang mempengaruhi sudut *rudder* paling besar terjadi pada saat nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.

Hasil simulasi pada Gambar 4.12 menunjukkan bahwa arah gerak kecepatan *sway* berkebalikan dengan sudut *rudder* kapal. Kecepatan *sway* meningkat dari 0 m/s mencapai nilai $0,0144 \text{ m/s}$ pada detik ke 6, kemudian kecepatan berkurang dan mendekati nol m/s pada detik ke 20. Kemudian dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 25, kecepatan *sway* kapal kembali meningkat menjadi $4,1897 \times 10^{-3} \text{ m/s}$ pada detik ke 27 dan arah *sway* bergerak ke kiri dengan kecepatan sebesar $2,1188 \times 10^{-3} \text{ m/s}$ pada detik ke 30. Kemudian kecepatan *sway* mendekati nol atau dapat dikatakan hampir berhenti pada detik ke 41. Pada Gambar 4.12 juga menunjukkan bahwa variasi perubahan nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang



Gambar 4.12: Kecepatan *Sway* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

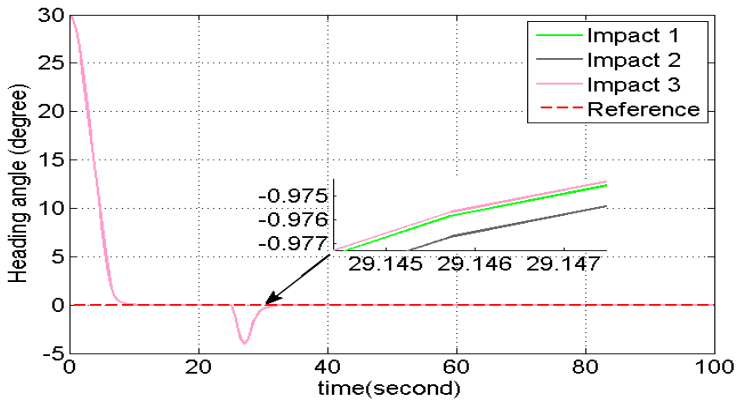
signifikan terhadap kecepatan *sway* dari model kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat gaya *impact* dengan sudut turret 45° yang mempengaruhi kecepatan *sway* paling besar pada nilai $N_p = 17$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

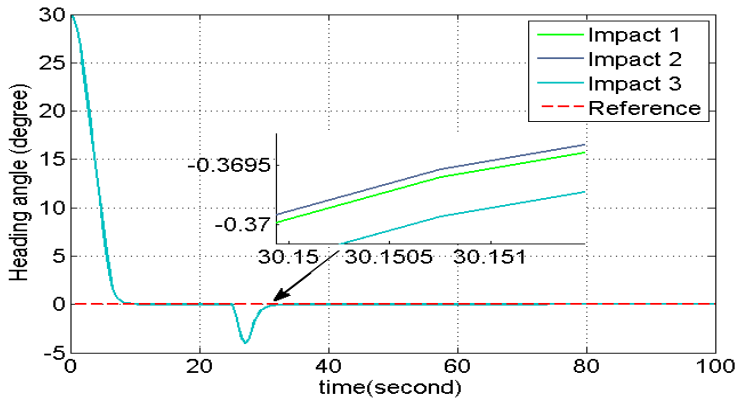
Dalam Tugas Akhir ini, output sistem yang dipilih adalah sudut *yaw*, karena sudut *yaw* merupakan sudut kendali haluan kapal. Saat melakukan penembakan, sudut *yaw* kapal perlu dikendalikan, untuk menjaga kestabilan kapal saat bermanuver. Berikut adalah perbandingan sudut *yaw* pada skenario pertama dengan N_p yang sama, namun dengan *impact* yang disebabkan dari sudut turret peluru kendali berbeda yaitu $\alpha_M = 15^\circ$, $\alpha_M = 30^\circ$, dan $\alpha_M = 45^\circ$.

Dari Gambar 4.13-4.16 terlihat bahwa gaya *impact* yang paling besar atau dapat dikatakan gaya *impact* yang mengakibatkan sudut *yaw* membutuhkan waktu semakin

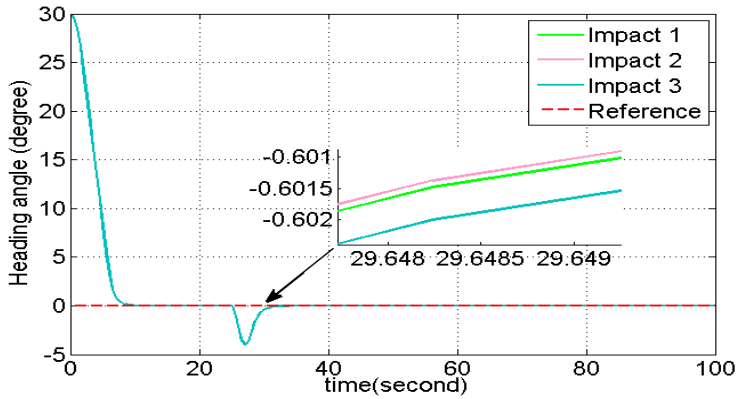
Tabel 4.5: Keluaran Sudut *yaw* Skenario I

Impact	Np	t_t	t_i	t_m	ψ
$\alpha_M = 15^\circ$	15	25,5	26	27,1357	$-4,0078^\circ$
	17	25,5	26	27,1357	$-4,0078^\circ$
	20	25,5	26	27,1357	$-4,0078^\circ$
	25	25,5	26	27,1357	$-4,0078^\circ$
$\alpha_M = 30^\circ$	15	25,5	26	27,1357	$-4,0064^\circ$
	17	25,5	26	27,1357	$-4,0064^\circ$
	20	25,5	26	27,1357	$-4,0064^\circ$
	25	25,5	26	27,1357	$-4,0064^\circ$
$\alpha_M = 45^\circ$	15	25,5	26	27,1357	$-4,0145^\circ$
	17	25,5	26	27,1357	$-4,0145^\circ$
	20	25,5	26	27,1357	$-4,0145^\circ$
	25	25,5	26	27,1357	$-4,0145^\circ$

**Gambar 4.13:** Perbandingan Sudut *Yaw* $N_p = 15$

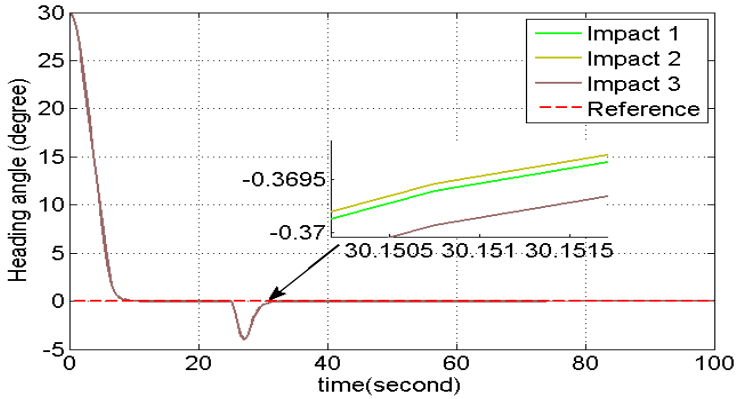


Gambar 4.14: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 17$



Gambar 4.15: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 20$

lama untuk mendekati sudut referensi adalah gaya *impact* yang dihasilkan dari penembakan peluru kendali dengan



Gambar 4.16: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 25$

sudut *turret* $\alpha_M = 45^\circ$ (Gaya *Impact* 3).

4.3.2 Simulasi Kendali Haluan Kapal Melakukan Penembakan Sebelum Mencapai Posisi Sudut Yang Diinginkan

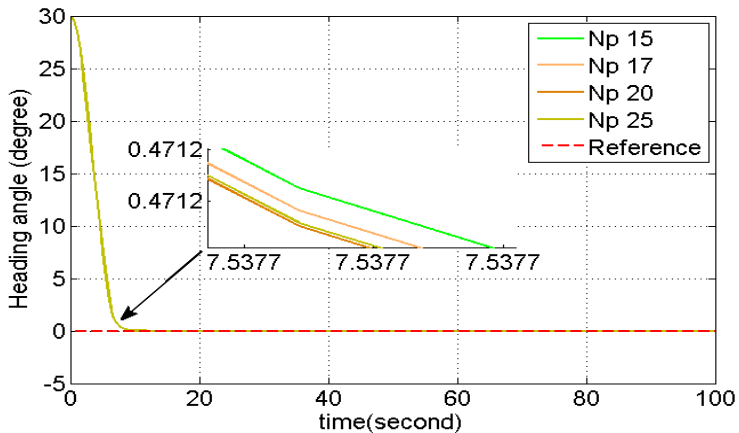
Pada simulasi ini kapal menembak target sebelum memenuhi instruksi kendali untuk berada pada posisi sudut kapal yang diinginkan. Dalam hal ini sudut *yaw* kapal yang diinginkan adalah 0° . Pada mulanya kapal berada pada sudut *yaw* $\psi = 30^\circ$, kemudian *ship heading autopilot control* akan mengarahkan sudut *yaw* kapal hingga menuju posisi sudut yang diinginkan, dengan kata lain pada saat $\psi = 0^\circ$. Pada saat sudut *yaw* belum berada pada posisi yang diinginkan, kapal kemudian menembakan peluru kendali berupa rudal.

Selanjutnya variasi nilai gaya *impact* yang digunakan bergantung pada sudut *turret* yang dipilih saat melakukan penembakan rudal. Parameter-parameter lainnya dibuat

tetap, yaitu waktu simulasi yang digunakan adalah 100 detik, dengan waktu sampling $\Delta t = 0,5$ detik. Kondisi yang diberikan adalah kapal berada dalam kondisi bermanuver dan tidak ada gangguan alam yang mengenai kapal (*sea state 0*), hasil uji simulasi dapat dilihat pada gambar 4.17-4.28.

Simulasi IV

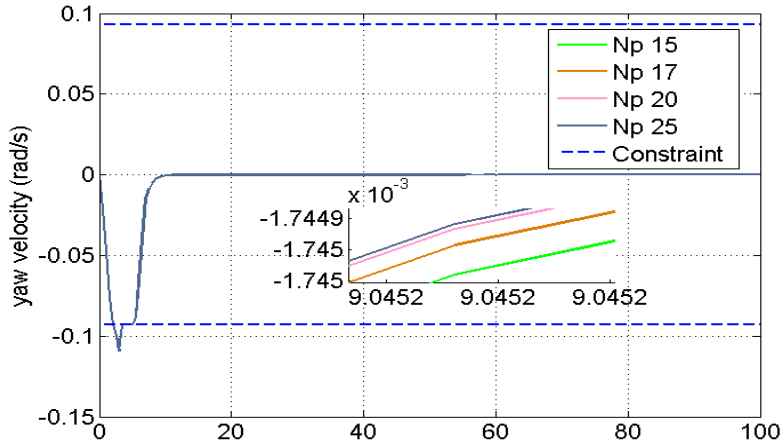
Gambar 4.17-4.20 adalah hasil simulasi dengan menggunakan sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$. Nilai N_p yang telah dipilih sebelumnya, yaitu 15, 17, 20, dan 25.



Gambar 4.17: Sudut *Yaw* Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.17 menunjukkan bahwa sudut *yaw* kapal dari 30° mendekati nilai sudut yang diinginkan yaitu 0° pada iterasi ke 15 atau detik ke 7,5. Namun telah dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 2,5 yang mengakibatkan terjadinya gaya *impact* pada kapal. Pada Gambar 4.17 terlihat bahwa variasi N_p yang

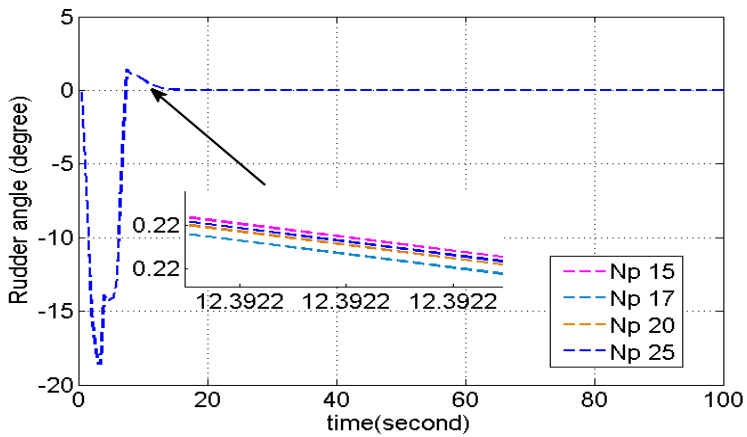
dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat pengaruh gaya *impact* dengan sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$ terhadap sudut *yaw* kapal yang paling besar terjadi pada nilai $N_p = 17$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.



Gambar 4.18: Kecepatan Yaw Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.18 menunjukkan bahwa kecepatan *yaw* mencapai nilai $0,0932 \text{ rad/s}$ pada iterasi ke 5 atau detik ke 2,5. Namun karena kapal mendapatkan instruksi untuk menembakkan peluru kendali (*missile*) pada saat itu juga, maka sesaat setelah menembak terjadilah gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* ini mengakibatkan kecepatan *yaw* kapal meningkat sebesar $0,1091 \text{ rad/s}$ atau dapat dikatakan bahwa nilai kecepatan *yaw* kapal keluar dari kendala batas yang diharuskan. Dalam hal ini bergerak terlalu ke kiri sebelum mencapai sudut yang diinginkan. Namun kapal dapat kembali kedalam kendala batas pada detik ke 4, kemudian

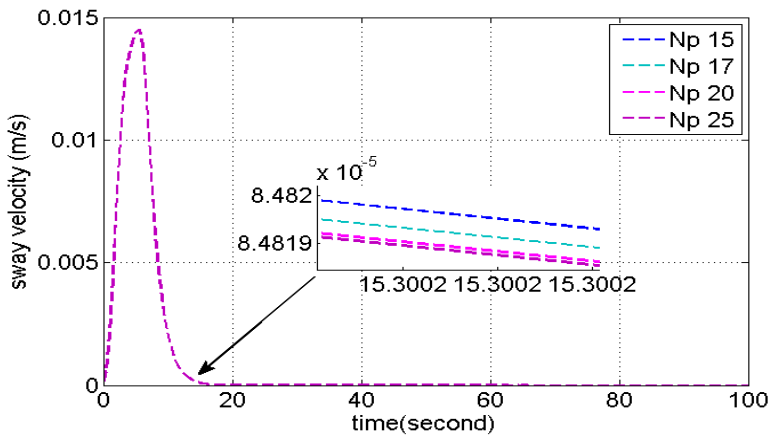
kecepatan *yaw* kapal mulai berhenti pada detik ke 22,5. Pada Gambar 4.18 juga terlihat bahwa variasi N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *yaw* kapal. Namun terlihat bahwa gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali dengan sudut turret 15° mempengaruhi kecepatan *yaw* paling besar terjadi pada nilai $N_p = 17$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.



Gambar 4.19: Sudut *rudder* Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.19 menunjukkan bahwa besar sudut *rudder* (sudut kemudi) bersesuaian dengan kecepatan *yaw*. Besar sudut *rudder* mencapai $18,5809^\circ$ pada iterasi ke 8 atau detik ke 4, nilai minus berarti kapal berjalan ke arah kiri. Kemudian sudut *rudder* kapal mulai mendekati nol pada detik ke 5, dan menjauhi nol sebesar $14,3375^\circ$, setelah itu sudut *rudder* kapal kembali menuju nol. Namun pada detik ke 8, sudut *rudder* bergerak terlalu ke arah kanan sebesar $1,424^\circ$, dan pada detik ke 15 sudut *rudder* kapal sudah

mendekati nilai 0° . Pada Gambar 4.19 terlihat bahwa variasi nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap sudut *rudder* untuk model kapal 2 DOF. Dapat ditinjau bahwa gaya *impact* dengan sudut *turret* peluru kendali 15° yang mempengaruhi sudut *rudder* paling besar terjadi pada saat nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.



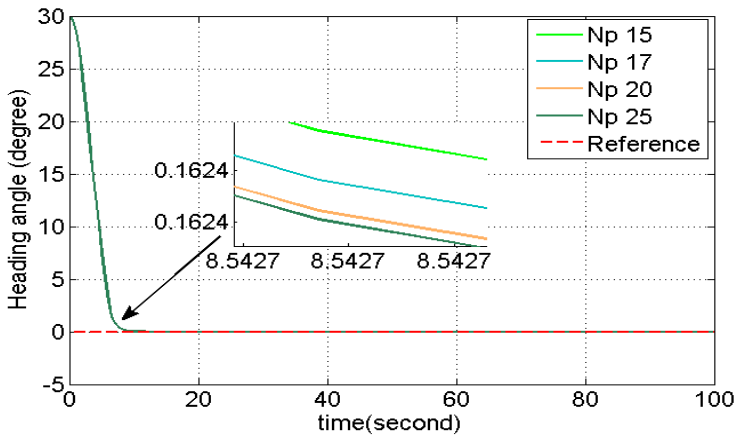
Gambar 4.20: Kecepatan *Sway* Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.20 menunjukkan bahwa arah gerak kecepatan *sway* berkebalikan dengan sudut *rudder* kapal. Kecepatan *sway* meningkat dari 0 m/s mencapai nilai $0,0145 \text{ m/s}$ pada detik ke 6, kemudian kecepatan berkurang dan mendekati nol m/s pada detik ke 17,5. Hal ini terjadi lebih cepat 2,5 detik dari skenario sebelumnya dikarenakan kapal menembak pada detik ke 2,5. Pada Gambar 4.20 juga menunjukkan bahwa variasi perubahan nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang

signifikan terhadap kecepatan *sway* dari model kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat gaya *impact* dengan sudut turret 45° yang mempengaruhi kecepatan *sway* paling besar pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.

Simulasi V

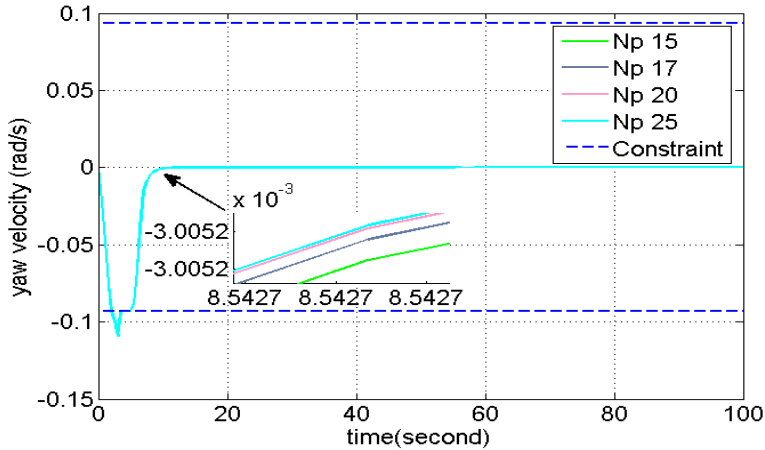
Gambar 4.21-4.24 adalah hasil simulasi dengan menggunakan sudut turret $\alpha_M = 30^\circ$. Nilai N_p yang telah dipilih sebelumnya, yaitu 15, 17, 20, dan 25.



Gambar 4.21: Sudut *Yaw* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.21 menunjukkan bahwa sudut *yaw* kapal dari 30° mendekati nilai sudut yang diinginkan yaitu 0° pada iterasi ke 17 atau detik ke 8,5. Namun telah dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 2,5 yang mengakibatkan terjadinya gaya *impact* pada kapal. Pada Gambar 4.21 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk

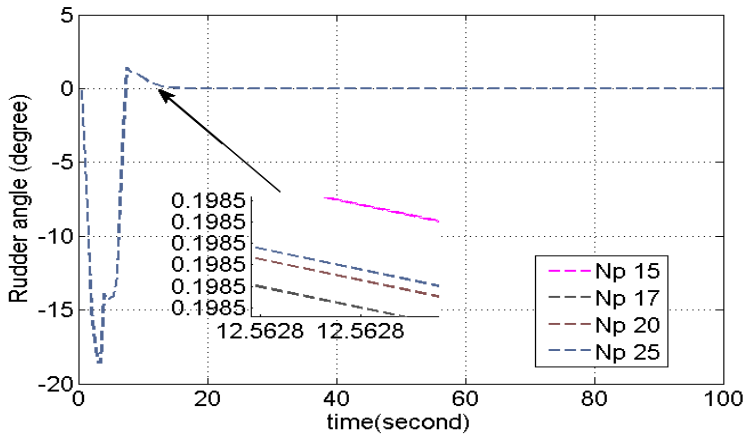
kendali haluan kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat pengaruh gaya *impact* dengan sudut turret $\alpha_M = 30^\circ$ terhadap sudut *yaw* kapal yang paling besar terjadi pada nilai $N_p = 17$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.



Gambar 4.22: Kecepatan *Yaw* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.22 menunjukkan bahwa kecepatan *yaw* mencapai nilai $0,0932 \text{ rad/s}$ pada iterasi ke 5 atau detik ke 2,5. Namun karena kapal mendapatkan instruksi untuk menembakkan peluru kendali (*missile*) pada saat itu juga, maka sesaat setelah menembak terjadilah gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* ini mengakibatkan kecepatan *yaw* kapal meningkat sebesar $0,109 \text{ rad/s}$ atau dapat dikatakan bahwa nilai kecepatan *yaw* kapal keluar dari kendala batas yang diharuskan. Dalam hal ini bergerak terlalu ke kiri sebelum mencapai sudut yang diinginkan. Namun kapal dapat kembali kedalam kendala batas pada detik ke 4, kemudian kecepatan *yaw* kapal mulai berhenti pada detik ke 22. Pada

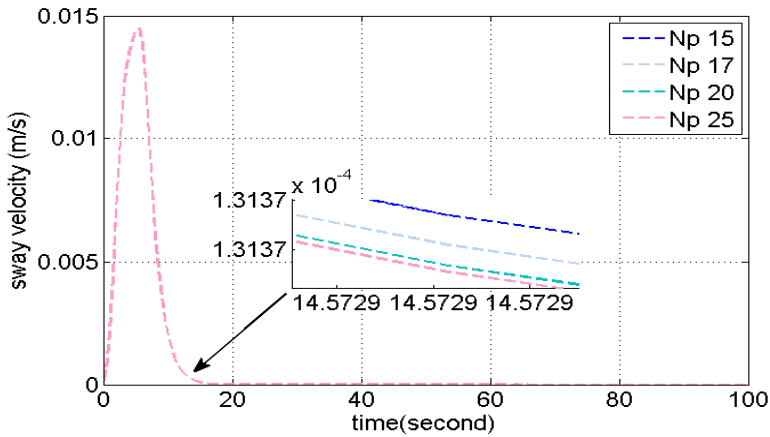
Gambar 4.22 juga terlihat bahwa variasi N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *yaw* kapal. Namun terlihat bahwa gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali dengan sudut turret 30° mempengaruhi kecepatan *yaw* paling besar terjadi pada nilai $N_p = 17$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.



Gambar 4.23: Sudut *rudder* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.23 menunjukkan bahwa besar sudut *rudder* (sudut kemudi) bersesuaian dengan kecepatan *yaw*. Besar sudut *rudder* mencapai $18,5906^\circ$ pada iterasi ke 8 atau detik ke 4, nilai minus berarti kapal berjalan ke arah kiri. Kemudian sudut *rudder* kapal mulai mendekati nol pada detik ke 5, dan menjauhi nol sebesar $14,3505^\circ$, setelah itu sudut *rudder* kapal kembali menuju nol. Namun pada detik ke 8, sudut *rudder* bergerak terlalu kearah kanan sebesar $1,4291^\circ$, dan pada detik ke 15 sudut *rudder* kapal sudah mendekali nilai 0° . Pada Gambar 4.23

terlihat bahwa variasi nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap sudut *rudder* untuk model kapal 2 DOF. Dapat ditinjau bahwa gaya *impact* dengan sudut *turret* peluru kendali 30° yang mempengaruhi sudut *rudder* paling besar terjadi pada saat nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.



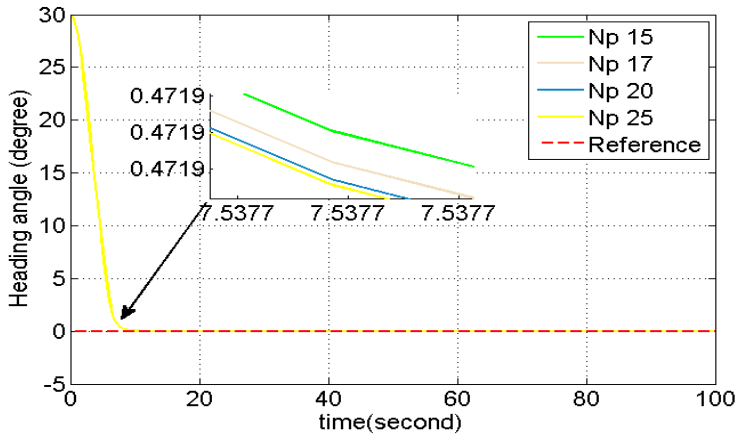
Gambar 4.24: Kecepatan *Sway* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.24 menunjukkan bahwa arah gerak kecepatan *sway* berkebalikan dengan sudut *rudder* kapal. Kecepatan *sway* meningkat dari 0 *m/s* mencapai nilai 0,0145 *m/s* pada detik ke 6, kemudian kecepatan berkurang dan mendekati nol *m/s* pada detik ke 17,5. Hal ini terjadi lebih cepat 2,5 detik dari skenario sebelumnya dikarenakan kapal menembak pada detik ke 2,5. Pada Gambar 4.24 juga menunjukkan bahwa variasi perubahan nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *sway* dari model kapal 2 DOF.

Namun dapat dilihat gaya *impact* dengan sudut turret 30° yang mempengaruhi kecepatan *sway* paling besar pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.

Simulasi VI

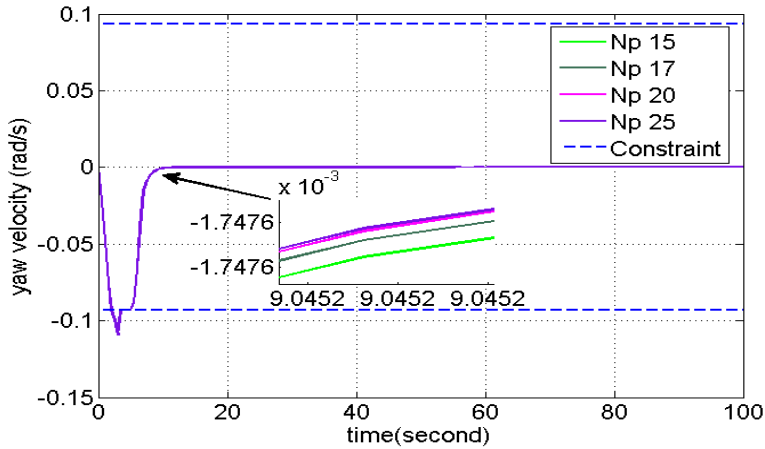
Gambar 4.25-4.29 adalah hasil simulasi dengan menggunakan sudut turret $\alpha_M = 45^\circ$. Nilai N_p yang telah dipilih sebelumnya, yaitu 15, 17, 20, dan 25.



Gambar 4.25: Sudut *Yaw* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.25 menunjukkan bahwa sudut *yaw* kapal dari 30° mendekati nilai sudut yang diinginkan yaitu 0° pada iterasi ke 18 atau detik ke 9,75. Namun telah dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 2,5 yang mengakibatkan terjadinya gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* yang mengenai kapal mengakibatkan sudut *yaw* kapal bergerak ke arah sudut referensi lebih cepat 0,25 detik dibandingkan dengan skenario pertama. Pada

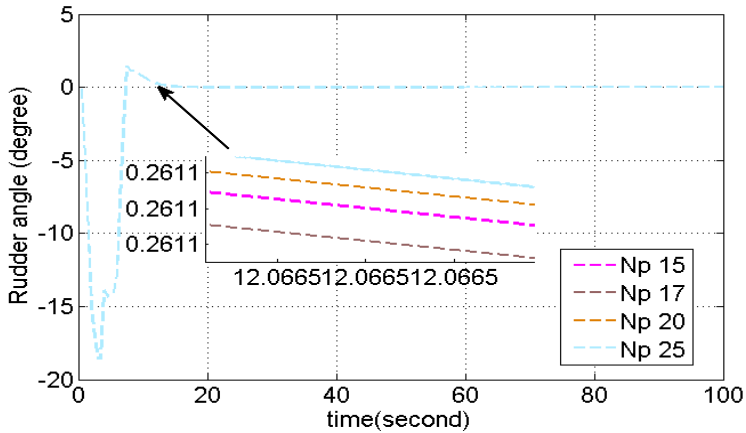
Gambar 4.25 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat pengaruh gaya *impact* dengan sudut turret $\alpha_M = 45^\circ$ terhadap sudut *yaw* kapal yang paling besar terjadi pada nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.



Gambar 4.26: Kecepatan *Yaw* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.26 menunjukkan bahwa kecepatan *yaw* mencapai nilai $0,0932 \text{ rad/s}$ pada iterasi ke 5 atau detik ke 2,5. Namun karena kapal mendapatkan instruksi untuk menembakkan peluru kendali (*missile*) pada saat itu juga, maka sesaat setelah menembak terjadilah gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* ini mengakibatkan kecepatan *yaw* kapal meningkat sebesar $0,1091 \text{ rad/s}$ atau dapat dikatakan bahwa nilai kecepatan *yaw* kapal keluar dari kendala batas yang diharuskan. Dalam hal ini bergerak terlalu ke kiri sebelum mencapai sudut yang diinginkan. Namun kapal dapat

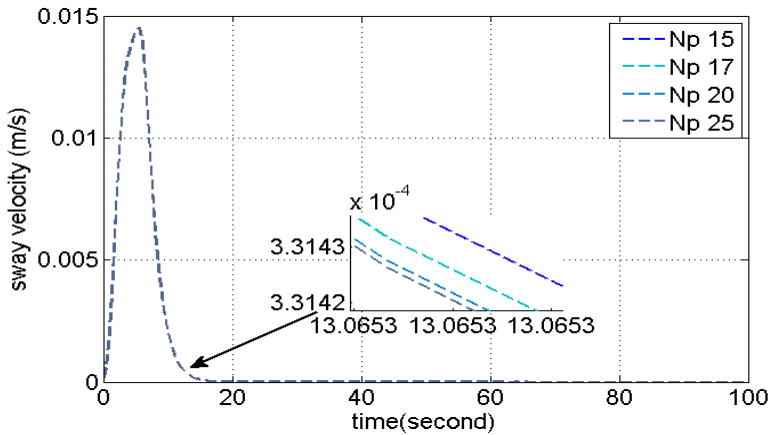
kembali kedalam kendala batas pada detik ke 4, kemudian kecepatan *yaw* kapal mulai berhenti pada detik ke 22. Pada Gambar 4.26 juga terlihat bahwa variasi N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *yaw* kapal. Namun terlihat bahwa gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali dengan sudut turret 45° mempengaruhi kecepatan *yaw* paling besar terjadi pada nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 17$.



Gambar 4.27: Sudut *rudder* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.27 menunjukkan bahwa besar sudut *rudder* (sudut kemudi) bersesuaian dengan kecepatan *yaw*. Besar sudut *rudder* mencapai $18,5725^\circ$ pada iterasi ke 8 atau detik ke 4, nilai minus berarti kapal berjalan ke arah kiri. Kemudian sudut *rudder* kapal mulai mendekati nol pada detik ke 5, dan menjauhi nol sebesar $14,3268^\circ$, setelah itu sudut *rudder* kapal kembali menuju nol. Namun pada detik ke 8, sudut *rudder* bergerak terlalu

kearah kanan sebesar $1,4197^\circ$, dan pada detik ke 15 sudut *rudder* kapal sudah mendekati nilai 0° . Pada Gambar 4.27 terlihat bahwa variasi nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap sudut *rudder* untuk model kapal 2 DOF. Dapat ditinjau bahwa gaya *impact* dengan sudut *turret* peluru kendali 45° yang mempengaruhi sudut *rudder* paling besar terjadi pada saat nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.



Gambar 4.28: Kecepatan *Sway* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.28 menunjukkan bahwa arah gerak kecepatan *sway* berkebalikan dengan sudut *rudder* kapal. Kecepatan *sway* meningkat dari 0 m/s mencapai nilai $0,0145$ m/s pada detik ke 6, kemudian kecepatan berkurang dan mendekati nol m/s pada detik ke 18. Hal ini terjadi lebih cepat 2 detik dari skenario sebelumnya dikarenakan kapal menembak pada detik ke 2,5. Pada Gambar 4.28 juga menunjukkan bahwa variasi

perubahan nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *sway* dari model kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat gaya *impact* dengan sudut turret 45° yang mempengaruhi kecepatan *sway* paling besar pada nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

Tabel 4.6: Keluaran Sudut *yaw* Skenario II dengan t_t detik ke 2,5

Impact	Np	t_t	t_i	t_r	ψ
$\alpha_M = 15^\circ$	15	2,5	3	7,54	$0,4712^\circ$
	17	2,5	3	7,54	$0,4712^\circ$
	20	2,5	3	7,54	$0,4712^\circ$
	25	2,5	3	7,54	$0,4712^\circ$
$\alpha_M = 30^\circ$	15	2,5	3	7,54	$0,4706^\circ$
	17	2,5	3	7,54	$0,4706^\circ$
	20	2,5	3	7,54	$0,4706^\circ$
	25	2,5	3	7,54	$0,4706^\circ$
$\alpha_M = 45^\circ$	15	2,5	3	7,54	$0,4719^\circ$
	17	2,5	3	7,54	$0,4719^\circ$
	20	2,5	3	7,54	$0,4719^\circ$
	25	2,5	3	7,54	$0,4719^\circ$

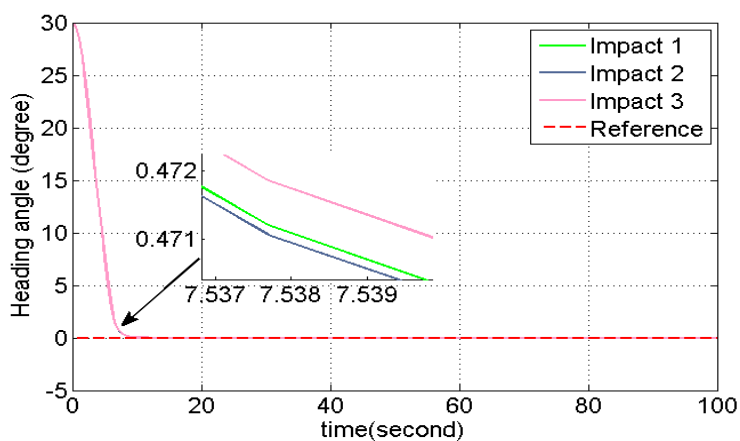
Berikut adalah perbandingan sudut *yaw* pada skenario kedua dengan N_p yang sama, namun dengan gaya *impact* yang disebabkan dari sudut turret peluru kendali berbeda yaitu $\alpha_M = 15^\circ$, $\alpha_M = 30^\circ$, dan $\alpha_M = 45^\circ$.

Dari Gambar 4.29-4.32 terlihat bahwa gaya *impact* yang paling besar atau dapat dikatakan gaya *impact* yang mengakibatkan sudut *yaw* membutuhkan waktu semakin lama untuk mendekati sudut referensi adalah gaya *impact* yang

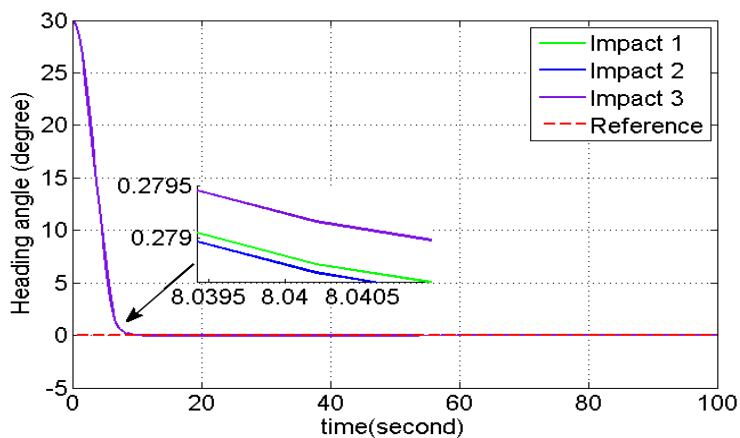
Tabel 4.7: Keluaran Sudut *yaw* Skenario II dengan t_t detik ke 4

Impact	Np	t_t	t_i	t_r	ψ
$\alpha_M = 15^\circ$	15	4	4,5	7,54	$0,4511^\circ$
	17	4	4,5	7,54	$0,4511^\circ$
	20	4	4,5	7,54	$0,4511^\circ$
	25	4	4,5	7,54	$0,4511^\circ$
$\alpha_M = 30^\circ$	15	4	4,5	7,54	$0,4508^\circ$
	17	4	4,5	7,54	$0,4508^\circ$
	20	4	4,5	7,54	$0,4508^\circ$
	25	4	4,5	7,54	$0,4508^\circ$
$\alpha_M = 45^\circ$	15	4	4,5	7,54	$0,4526^\circ$
	17	4	4,5	7,54	$0,4526^\circ$
	20	4	4,5	7,54	$0,4526^\circ$
	25	4	4,5	7,54	$0,4526^\circ$

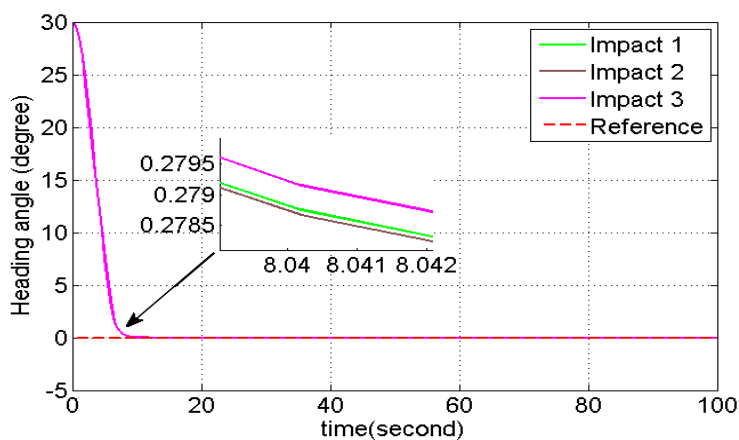
dihasilkan dari penembakan peluru kendali dengan sudut *turret* $\alpha_M = 45^\circ$ (Gaya *Impact* 3).



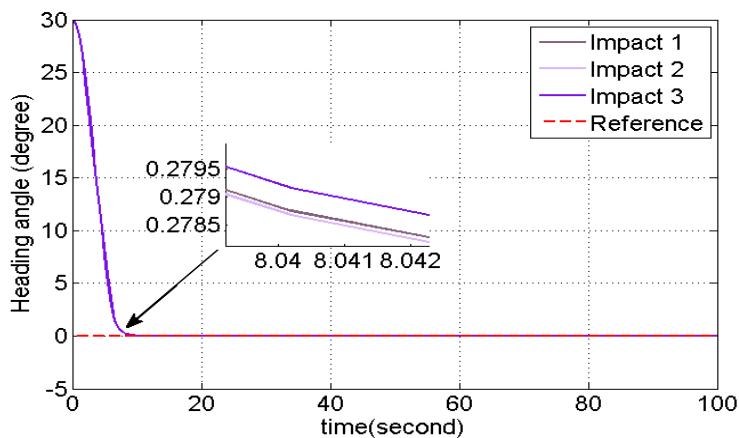
Gambar 4.29: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 15$



Gambar 4.30: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 17$



Gambar 4.31: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 20$



Gambar 4.32: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 25$

4.3.3 Simulasi Kendali Haluan Kapal Saat Melakukan Penembakan

Pada simulasi ini kapal menembak target tanpa instruksi kendali untuk berada pada posisi sudut kapal yang diinginkan. Kapal sudah berada pada sudut $yaw \psi = 0^\circ$, kemudian menembakan peluru kendali berupa rudal.

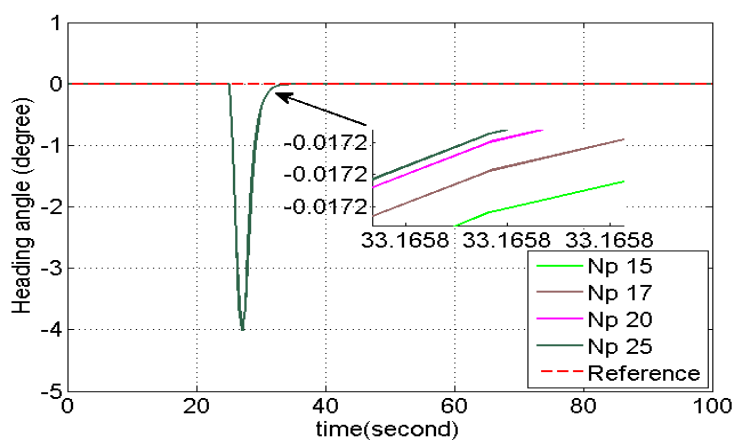
Selanjutnya variasi nilai gaya *impact* yang digunakan bergantung pada sudut turret yang dipilih saat melakukan penembakan rudal. Parameter-parameter lainnya dibuat tetap, yaitu waktu simulasi yang digunakan adalah 100 detik, dengan waktu sampling $\Delta t = 0,5$ detik. Kondisi yang diberikan adalah kapal berada dalam kondisi bermanuver dan tidak ada gangguan alam yang mengenai kapal (*sea state 0*), hasil uji simulasi dapat dilihat pada gambar 4.33-4.44

Simulasi VII

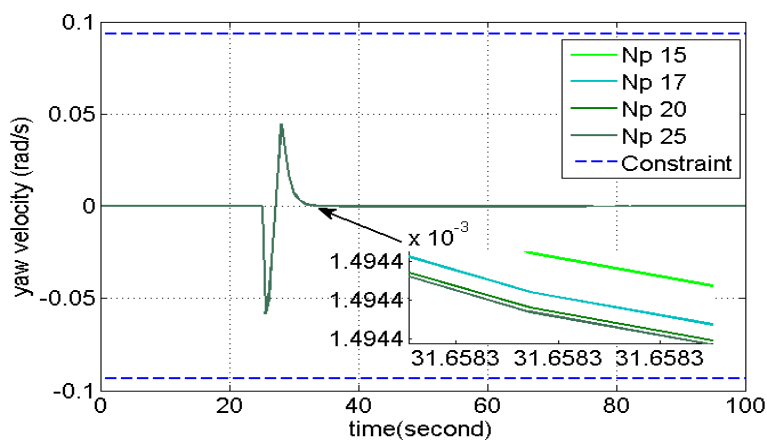
Gambar 4.33-4.36 adalah hasil simulasi dengan menggunakan sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$. Nilai N_p yang telah dipilih sebelumnya, yaitu 15, 17, 20, dan 25.

Hasil simulasi pada Gambar 4.33 menunjukkan bahwa sudut yaw kapal sudah pada sudut referensi. Kemudian dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 25 yang mengakibatkan terjadinya gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* yang mengenai kapal mengakibatkan sudut yaw bergeser ke kiri sebesar $4,0078^\circ$. Pada Gambar 4.33 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat pengaruh gaya *impact* dengan sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$ terhadap sudut yaw kapal yang paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.

Hasil simulasi pada Gambar 4.34 menunjukkan bahwa kapal bergerak ke arah kiri dengan kecepatan yaw mencapai

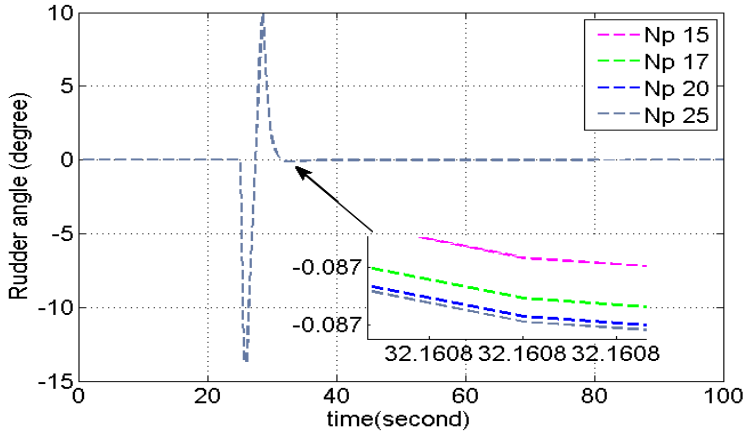


Gambar 4.33: Sudut Yaw Untuk $\alpha_M = 15^\circ$



Gambar 4.34: Kecepatan Yaw Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

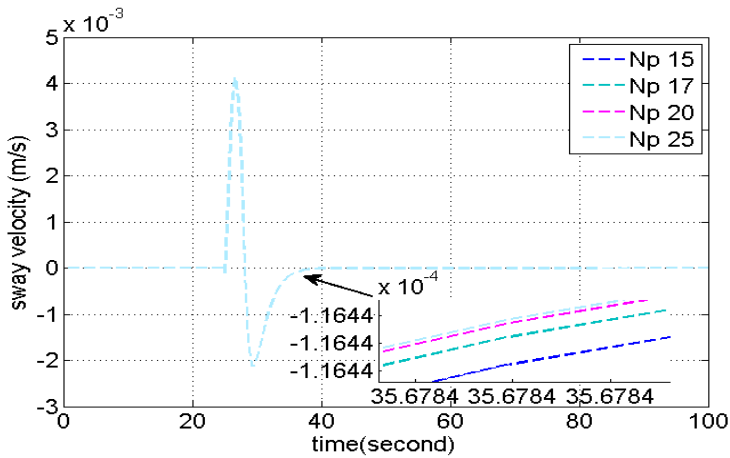
nilai $0,0582 \text{ rad/s}$ pada iterasi ke 52 atau detik ke 26 setelah melakukan penembakan pada detik ke 25. Kemudian kapal bergerak kearah kanan dengan besar kecepatan yaw mencapai $0,0449 \text{ rad/s}$. Pada Gambar 4.34 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun terlihat bahwa gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali dengan sudut turret 15° mempengaruhi kecepatan yaw paling besar terjadi pada nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.



Gambar 4.35: Sudut *rudder* Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.35 menunjukkan bahwa besar sudut *rudder* (sudut kemudi) bersesuaian dengan kecepatan yaw . Besar sudut *rudder* mencapai $13,6479^\circ$ pada iterasi ke 52 atau detik ke 26, nilai minus berarti kapal berjalan ke arah kiri, dan bergerak ke arah kanan sebesar $9,9528^\circ$, setelah itu sudut *rudder* kapal kembali menuju nol.

Pada Gambar 4.35 terlihat bahwa variasi nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap sudut *rudder* untuk model kapal 2 DOF. Dapat ditinjau bahwa gaya *impact* dengan sudut *turret* peluru kendali 15° yang mempengaruhi sudut *rudder* paling besar terjadi pada saat nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.



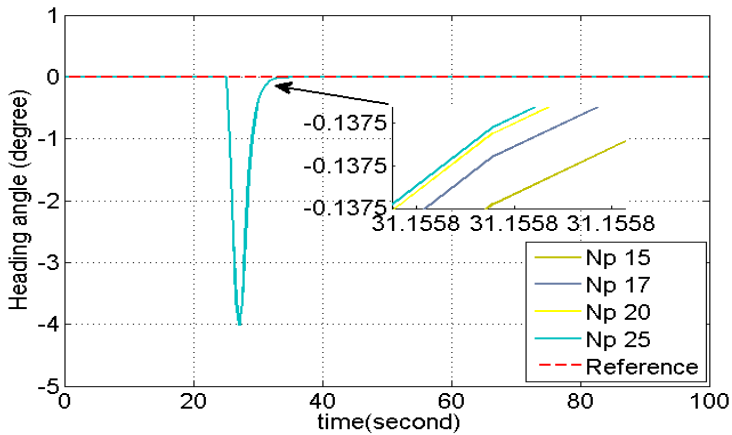
Gambar 4.36: Kecepatan *Sway* Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.36 menunjukkan bahwa arah gerak kecepatan *sway* berkebalikan dengan sudut *rudder* kapal. Kecepatan *sway* meningkat dari 0 m/s mencapai nilai $4,1505 \times 10^{-3} \text{ m/s}$ pada detik ke 27, kemudian bergerak ke arah kiri sebesar $2,1195 \times 10^{-3}$. Pada Gambar 4.36 juga menunjukkan bahwa variasi perubahan nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *sway* dari model kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat gaya *impact* dengan sudut *turret* 45° yang mempengaruhi kecepatan *sway* paling besar pada nilai $N_p = 25$ dan yang

paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

Simulasi VIII

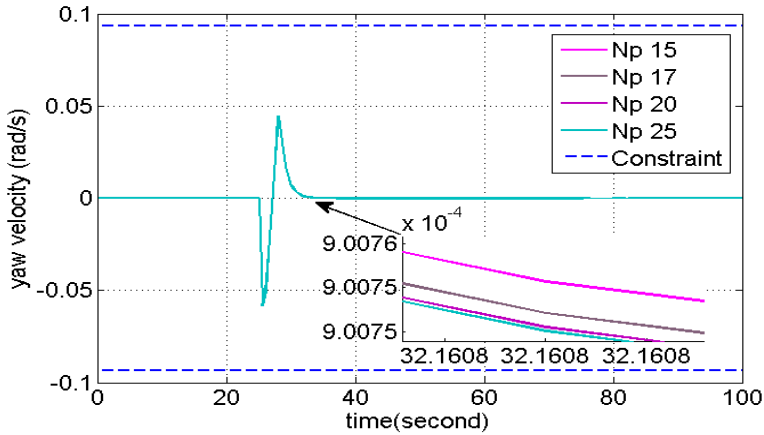
Gambar 4.37-4.40 adalah hasil simulasi dengan menggunakan sudut turret $\alpha_M = 30^\circ$. Nilai N_p yang telah dipilih sebelumnya, yaitu 15, 17, 20, dan 25.



Gambar 4.37: Sudut *Yaw* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.37 menunjukkan bahwa sudut *yaw* kapal sudah pada sudut referensi. Kemudian dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 25 yang mengakibatkan terjadinya gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* yang mengenai kapal mengakibatkan sudut *yaw* bergeser ke kiri sebesar $4,0064^\circ$. Pada Gambar 4.37 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat pengaruh gaya *impact* dengan sudut turret $\alpha_M = 30^\circ$ terhadap sudut *yaw* kapal yang paling besar

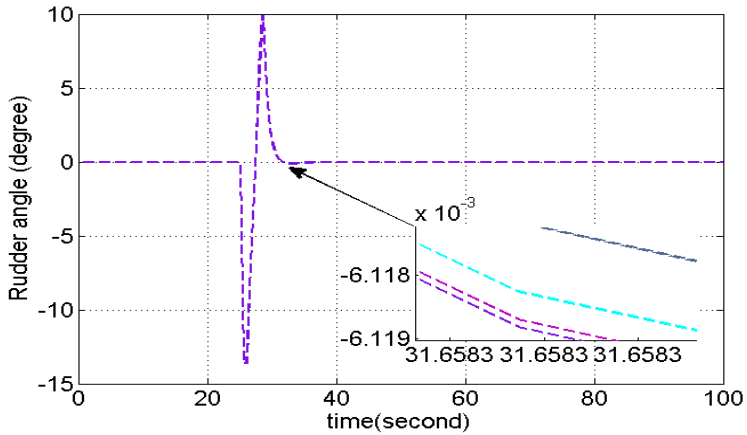
terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.



Gambar 4.38: Kecepatan *Yaw* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

Hasil simulasi pada Gambar 4.38 menunjukkan bahwa kapal bergerak ke arah kiri dengan kecepatan *yaw* mencapai nilai $0,0581 \text{ rad/s}$ pada iterasi ke 52 atau detik ke 26 setelah melakukan penembakkan pada detik ke 25. Kemudian kapal bergerak ke arah kanan dengan besar kecepatan *yaw* mencapai $0,0448 \text{ rad/s}$. Pada Gambar 4.38 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun terlihat bahwa gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali dengan sudut turret 30° mempengaruhi kecepatan *yaw* paling besar terjadi pada nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

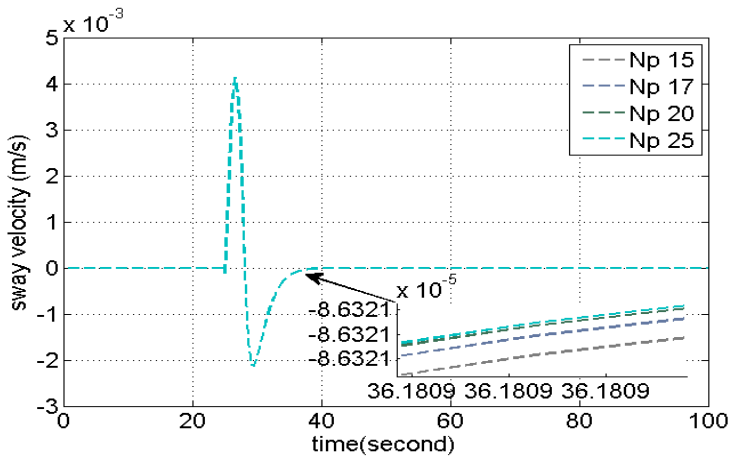
Hasil simulasi pada Gambar 4.39 menunjukkan bahwa besar sudut *rudder* (sudut kemudi) bersesuaian dengan



Gambar 4.39: Sudut *rudder* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

kecepatan *yaw*. Besar sudut *rudder* mencapai $13,6479^\circ$ pada iterasi ke 52 atau detik ke 26, nilai minus berarti kapal berjalan ke arah kiri, dan bergerak ke arah kanan sebesar $9,9458^\circ$, setelah itu sudut *rudder* kapal kembali menuju nol. Pada Gambar 4.39 terlihat bahwa variasi nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap sudut *rudder* untuk model kapal 2 DOF. Dapat ditinjau bahwa gaya *impact* dengan sudut *turret* peluru kendali 30° yang mempengaruhi sudut *rudder* paling besar terjadi pada saat nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

Hasil simulasi pada Gambar 4.40 menunjukkan bahwa arah gerak kecepatan *sway* berkebalikan dengan sudut *rudder* kapal. Kecepatan *sway* meningkat dari 0 m/s mencapai nilai $4,1424 \times 10^{-3} \text{ m/s}$ pada detik ke 27. Kemudian bergerak ke arah kiri sebesar $2,1196 \times 10^{-3}$ Pada Gambar 4.40 juga menunjukkan bahwa variasi perubahan nilai N_p tidak



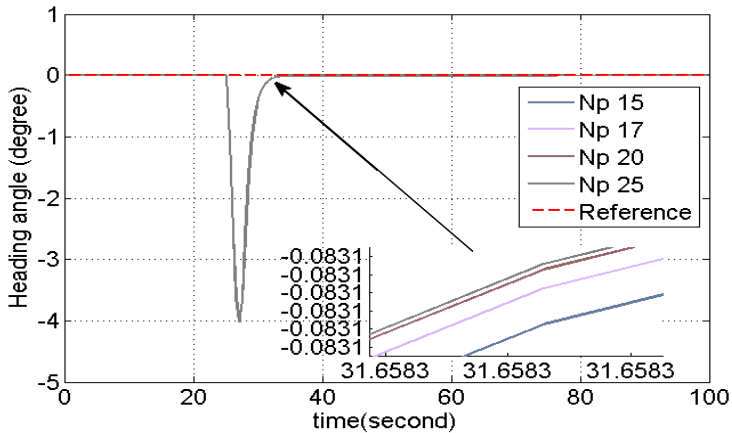
Gambar 4.40: Kecepatan *Sway* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *sway* dari model kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat gaya *impact* dengan sudut turret 30° yang mempengaruhi kecepatan *sway* paling besar pada nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

Simulasi IX

Gambar 4.41-4.44 adalah hasil simulasi dengan menggunakan sudut turret $\alpha_M = 45^\circ$. Nilai N_p yang telah dipilih sebelumnya, yaitu 15, 17, 20, dan 25.

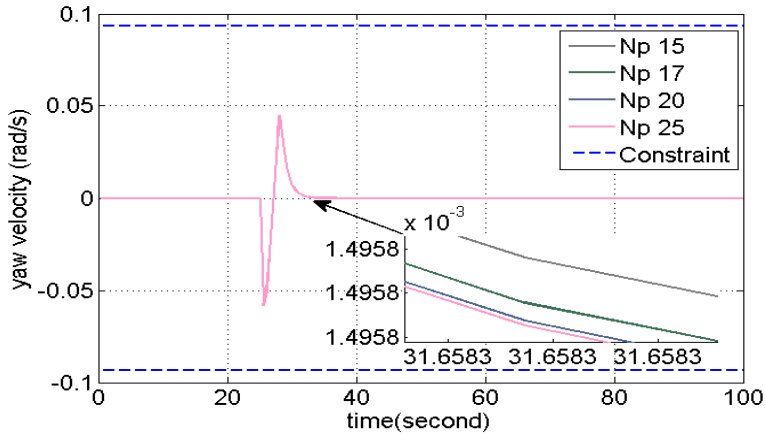
Hasil simulasi pada Gambar 4.41 menunjukkan bahwa sudut *yaw* kapal sudah pada sudut referensi. Kemudian dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 25 yang mengakibatkan terjadinya gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* yang mengenai kapal mengakibatkan sudut *yaw* bergeser ke kiri sebesar $4,0145^\circ$ Pada Gambar 4.41



Gambar 4.41: Sudut Yaw Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat pengaruh gaya *impact* dengan sudut turret $\alpha_M = 45^\circ$ terhadap sudut *yaw* kapal yang paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.

Hasil simulasi pada Gambar 4.42 menunjukkan bahwa kapal bergerak ke arah kiri dengan kecepatan *yaw* mencapai nilai $0,0582 \text{ rad/s}$ pada iterasi ke 52 atau detik ke 26 setelah melakukan penembakan pada detik ke 25. Kemudian kapal bergerak ke arah kanan dengan besar kecepatan *yaw* mencapai $0,045 \text{ rad/s}$. Pada Gambar 4.42 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun terlihat bahwa gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali dengan sudut turret 45° mempengaruhi kecepatan *yaw* paling besar terjadi

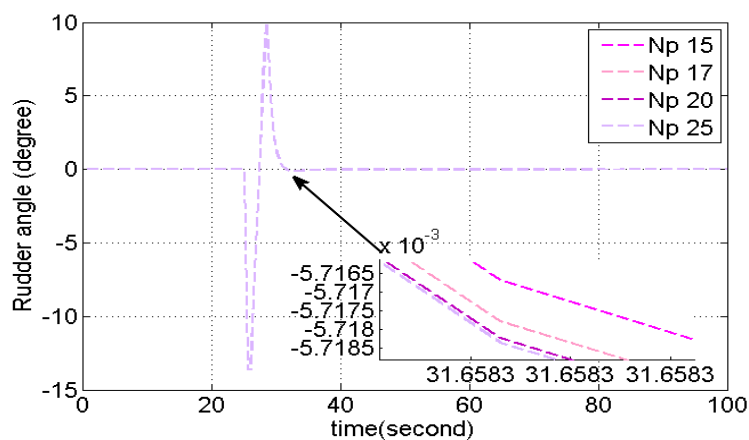


Gambar 4.42: Kecepatan *Yaw* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

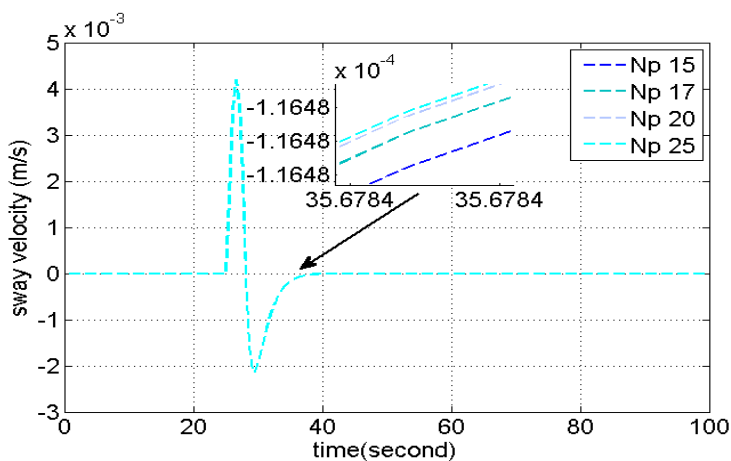
pada nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

Hasil simulasi pada Gambar 4.43 menunjukkan bahwa besar sudut *rudder* (sudut kemudi) bersesuaian dengan kecepatan *yaw*. Besar sudut *rudder* mencapai $13,6479^\circ$ pada iterasi ke 52 atau detik ke 26, nilai minus berarti kapal berjalan ke arah kiri, dan bergerak ke arah kanan sebesar $9,9869^\circ$, setelah itu sudut *rudder* kapal kembali menuju nol. Pada Gambar 4.43 terlihat bahwa variasi nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap sudut *rudder* untuk model kapal 2 DOF. Dapat ditinjau bahwa gaya *impact* dengan sudut *turret* peluru kendali 45° yang mempengaruhi sudut *rudder* paling besar terjadi pada saat nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

Hasil simulasi pada Gambar 4.44 menunjukkan bahwa arah gerak kecepatan *sway* berkebalikan dengan sudut *rudder*



Gambar 4.43: Sudut *rudder* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$



Gambar 4.44: Kecepatan *Sway* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

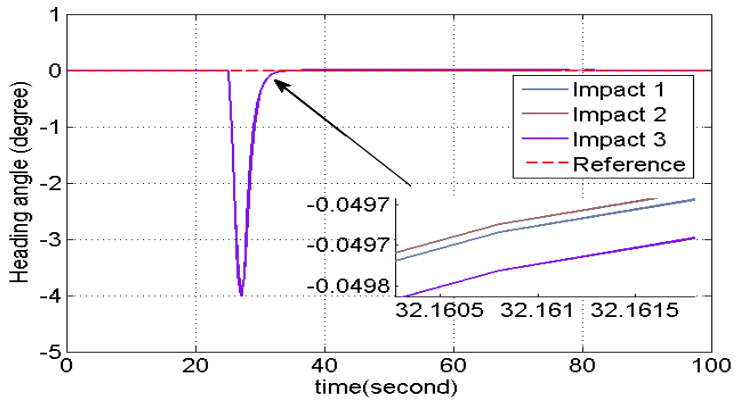
kapal. Kecepatan *sway* meningkat dari 0 m/s mencapai nilai $4,1896 \times 10^{-3} m/s$ pada detik ke 27. Kemudian bergerak ke arah kiri sebesar $2,1189 \times 10^{-3}$ Pada Gambar 4.44 juga menunjukkan bahwa variasi perubahan nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *sway* dari model kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat gaya *impact* dengan sudut turret 45° yang mempengaruhi kecepatan *sway* paling besar pada nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

Tabel 4.8: Keluaran Sudut *yaw* Skenario III

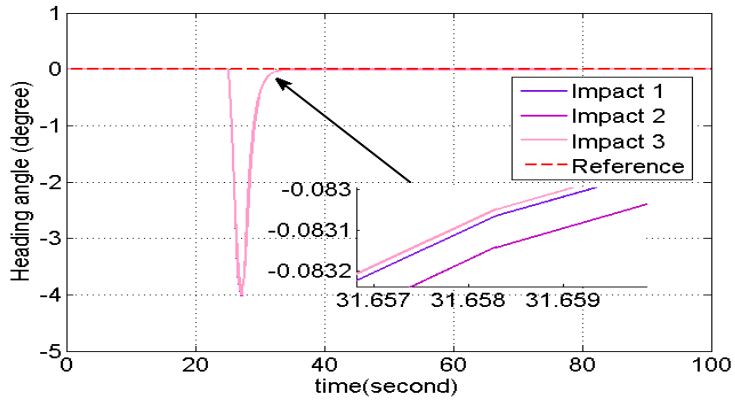
Impact	Np	t_t	t_i	t_m	ψ
$\alpha_M = 15^\circ$	15	25,5	26	27,1357	$-4,0078^\circ$
	17	25,5	26	27,1357	$-4,0078^\circ$
	20	25,5	26	27,1357	$-4,0078^\circ$
	25	25,5	26	27,1357	$-4,0078^\circ$
$\alpha_M = 30^\circ$	15	25,5	26	27,1357	$-4,0064^\circ$
	17	25,5	26	27,1357	$-4,0064^\circ$
	20	25,5	26	27,1357	$-4,0064^\circ$
	25	25,5	26	27,1357	$-4,0064^\circ$
$\alpha_M = 45^\circ$	15	25,5	26	27,1357	$-4,0145^\circ$
	17	25,5	26	27,1357	$-4,0145^\circ$
	20	25,5	26	27,1357	$-4,0145^\circ$
	25	25,5	26	27,1357	$-4,0145^\circ$

Berikut adalah perbandingan sudut *yaw* pada skenario kedua dengan N_p yang sama, namun dengan gaya *impact* yang disebabkan dari sudut turret peluru kendali berbeda yaitu $\alpha_M = 15^\circ$, $\alpha_M = 30^\circ$, dan $\alpha_M = 45^\circ$.

Dari Gambar 4.45-4.48 terlihat bahwa gaya *impact* yang paling besar atau dapat dikatakan gaya *impact* yang

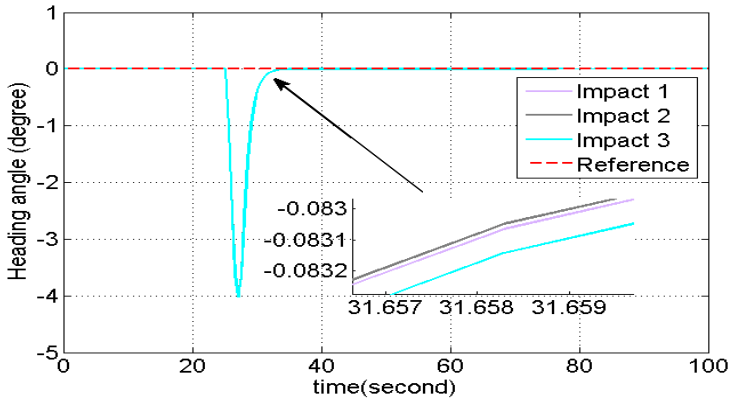


Gambar 4.45: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 15$

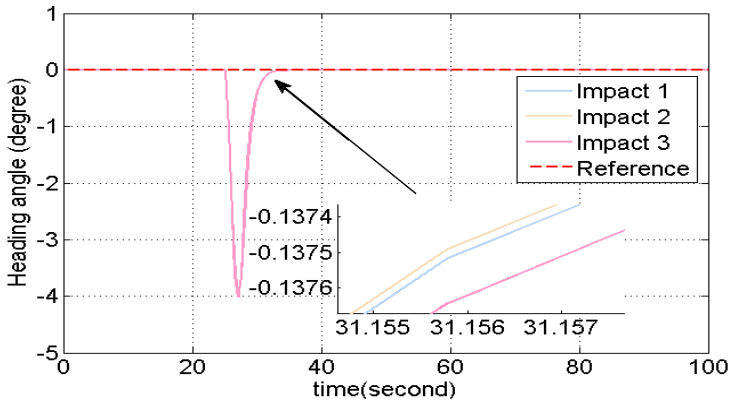


Gambar 4.46: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 17$

mengakibatkan sudut yaw membutuhkan waktu semakin lama untuk mendekati sudut referensi adalah gaya $impact$



Gambar 4.47: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 20$



Gambar 4.48: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 25$

yang dihasilkan dari penembakan peluru kendali dengan sudut $turret \alpha_M = 45^\circ$ (Gaya *Impact 3*).

4.3.4 Simulasi Kendali Haluan Kapal Melakukan Penembakan Sesaat Sebelum Kapal Menghadap Sudut Referensi

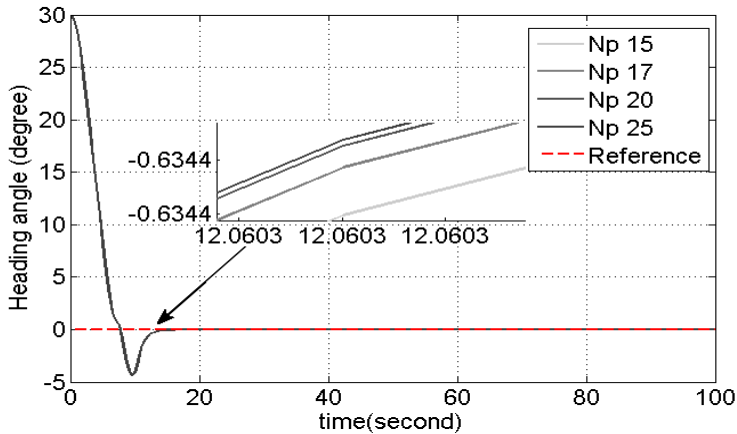
Pada simulasi ini kapal menembak target sesaat sebelum memenuhi instruksi kendali untuk berada pada posisi sudut kapal yang diinginkan. Dalam hal ini sudut *yaw* kapal yang diinginkan adalah 0° . Pada mulanya kapal berada pada sudut *yaw* $\psi = 30^\circ$, kemudian *ship heading autopilot control* akan mengarahkan sudut *yaw* kapal hingga menuju posisi sudut yang diinginkan, dengan kata lain pada saat $\psi = 0^\circ$. Sesaat sebelum sudut *yaw* berada pada posisi yang diinginkan, kapal kemudian menembakan peluru kendali berupa rudal.

Selanjutnya variasi nilai gaya *impact* yang digunakan bergantung pada sudut turret yang dipilih saat melakukan penembakan rudal. Parameter-parameter lainnya dibuat tetap, yaitu waktu simulasi yang digunakan adalah 100 detik, dengan waktu sampling $\Delta t = 0,5$ detik. Kondisi yang diberikan adalah kapal berada dalam kondisi bermanuver dan tidak ada gangguan alam yang mengenai kapal (*sea state 0*), hasil uji simulasi dapat dilihat pada gambar 4.49-4.60.

Simulasi X

Gambar 4.49-4.52 adalah hasil simulasi dengan menggunakan sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$. Nilai N_p yang telah dipilih sebelumnya, yaitu 15, 17, 20, dan 25.

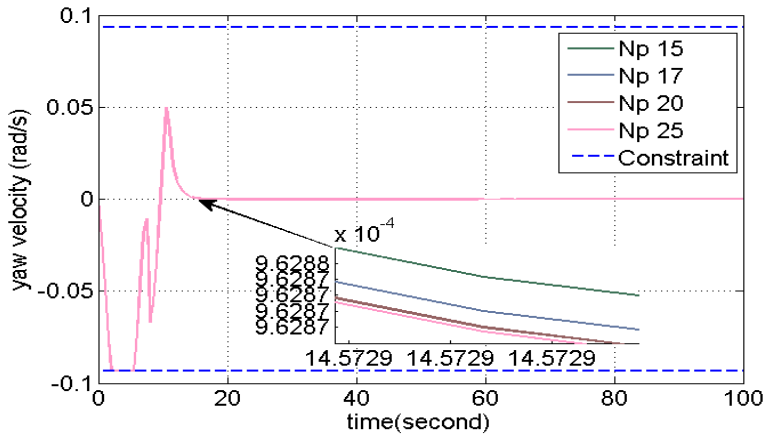
Hasil simulasi pada Gambar 4.49 menunjukkan bahwa sudut *yaw* kapal dari 30° mulai mendekati nilai sudut yang diinginkan yaitu 0° pada detik ke 8. Namun telah dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 9 yang mengakibatkan terjadinya gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* yang mengenai kapal mengakibatkan sudut *yaw* kapal



Gambar 4.49: Sudut Yaw Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

bergerak ke kiri menjauhi refensi sesaat setelah menembak sebesar $4,3441^\circ$. Pada Gambar 4.49 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat pengaruh gaya *impact* dengan sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$ terhadap sudut *yaw* kapal yang paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.

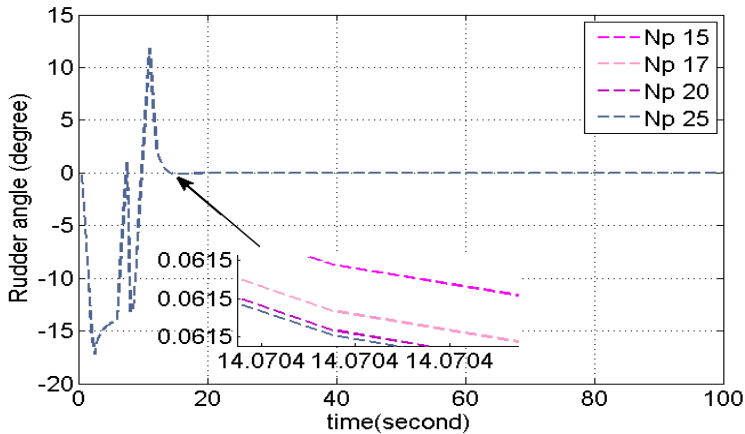
Hasil simulasi pada Gambar 4.50 menunjukkan bahwa kecepatan *yaw* mencapai nilai $0,0932 \text{ rad/s}$ pada detik ke 2,5. Namun karena kapal mendapatkan instruksi untuk menembakan peluru kendali (*missile*) saat detik ke 9, maka sesaat setelah menembak terjadilah gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* ini mengakibatkan kecepatan *yaw* kapal meningkat sebesar $0,0669 \text{ rad/s}$ kekiri, kemudian kekanan sebesar $0,0501 \text{ rad/s}$. Setelah terkena gaya *impact* kapal mulai kembali menghadap sudut referensi pada detik ke 14,5



Gambar 4.50: Kecepatan *Yaw* Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

dengan besar nilai kecepatan *yaw* $9,6287 \times 10^{-4} \text{ rad/s}$. Pada Gambar 4.50 juga terlihat bahwa variasi N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *yaw* kapal. Namun terlihat bahwa gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali dengan sudut turret 15° mempengaruhi kecepatan *yaw* paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.

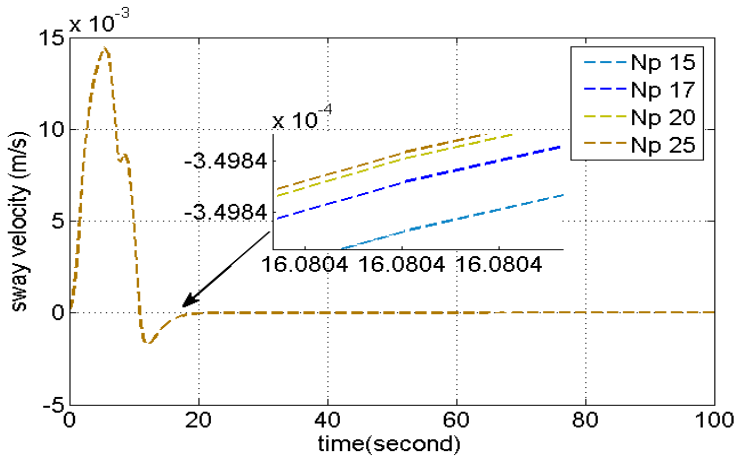
Hasil simulasi pada Gambar 4.51 menunjukkan bahwa besar sudut *rudder* (sudut kemudi) bersesuaian dengan kecepatan *yaw*. Besar sudut *rudder* mencapai $17,1682^\circ$ pada detik ke 2,5. Dalam hal ini nilai minus berarti kapal berjalan ke arah kiri. Kemudian sudut *rudder* kapal mulai mendekati nol pada detik ke 5, dan menjauhi nol sebesar $0,9847^\circ$, setelah itu sudut *rudder* kapal kembali menuju nol. Namun karena kapal melakukan penembakan sesaat sebelum menuju referensi, maka sudut *rudder* bergerak ke arah kiri sebesar



Gambar 4.51: Sudut *rudder* Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

13,1556 $^\circ$ kemudian bergerak ke kanan sebesar 11,1888 $^\circ$, dan pada detik ke 14 sudut *rudder* kapal sudah mendekati nilai 0 $^\circ$. Pada Gambar 4.51 terlihat bahwa variasi nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap sudut *rudder* untuk model kapal 2 DOF. Dapat ditinjau bahwa gaya *impact* dengan sudut *turret* peluru kendali 15 $^\circ$ yang mempengaruhi sudut *rudder* paling besar terjadi pada saat nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

Hasil simulasi pada Gambar 4.52 menunjukkan bahwa arah gerak kecepatan *sway* berkebalikan dengan sudut *rudder* kapal. Kecepatan *sway* meningkat dari 0 *m/s* mencapai nilai 0,0145 *m/s* pada detik ke 6, kemudian kecepatan berkurang dan mendekati nol *m/s* namun karena gaya *impact* yang mengenai kapal sesaat sebelum menghadap sudut referensi kapal bergerak kekiri kemudian kekanan. Pada detik ke 16, kecepatan *sway* kembali mendekati



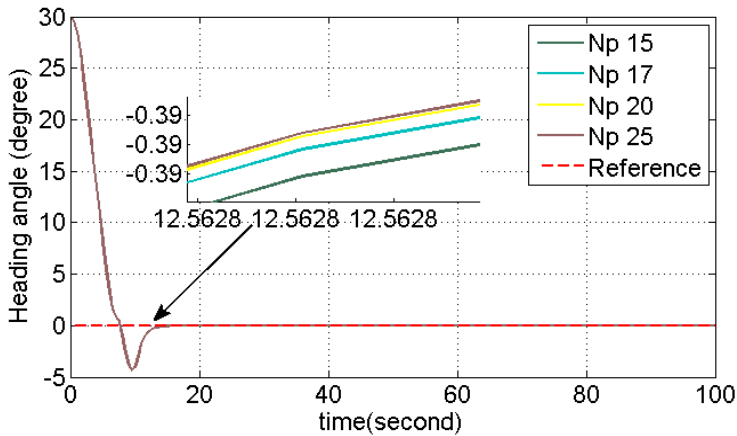
Gambar 4.52: Kecepatan *Sway* Untuk $\alpha_M = 15^\circ$

nol. Pada Gambar 4.52 juga menunjukkan bahwa variasi perubahan nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *sway* dari model kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat gaya *impact* dengan sudut turret 15° yang mempengaruhi kecepatan *sway* paling besar pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.

Simulasi XI

Gambar 4.53-4.56 adalah hasil simulasi dengan menggunakan sudut turret $\alpha_M = 30^\circ$. Nilai N_p yang telah dipilih sebelumnya, yaitu 15, 17, 20, dan 25.

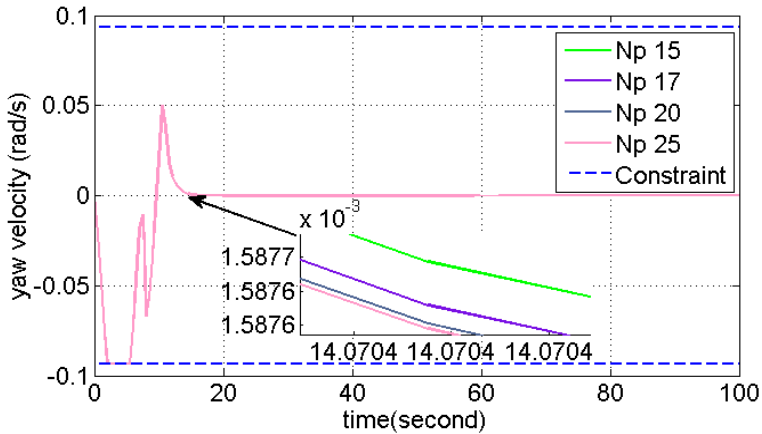
Hasil simulasi pada Gambar 4.53 menunjukkan bahwa sudut *yaw* kapal dari 30° mulai mendekati nilai sudut yang diinginkan yaitu 0° pada detik ke 8. Namun telah dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 9 yang mengakibatkan terjadinya gaya *impact* pada kapal. Gaya



Gambar 4.53: Sudut *Yaw* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

impact yang mengenai kapal mengakibatkan sudut *yaw* kapal bergerak ke kiri menjauhi refensi sesaat setelah menembak sebesar $4,3427^\circ$. Pada Gambar 4.53 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat pengaruh gaya *impact* dengan sudut turret $\alpha_M = 30^\circ$ terhadap sudut *yaw* kapal yang paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.

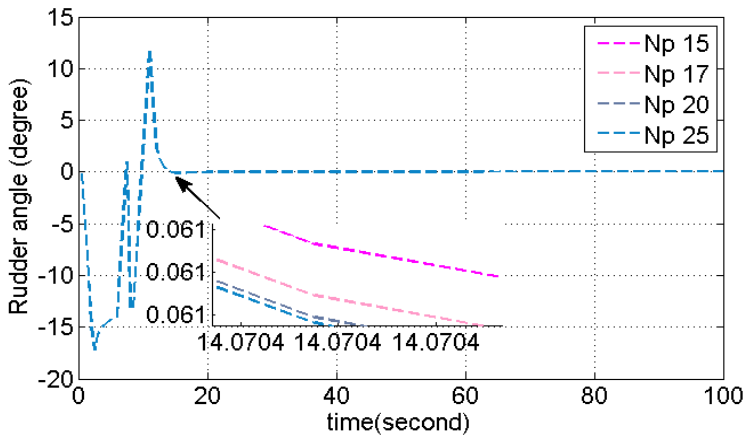
Hasil simulasi pada Gambar 4.54 menunjukkan bahwa kecepatan *yaw* mencapai nilai $0,0932 \text{ rad/s}$ pada detik ke 2,5. Namun karena kapal mendapatkan instruksi untuk menembakan peluru kendali (*missile*) saat detik ke 9, maka sesaat setelah menembak terjadilah gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* ini mengakibatkan kecepatan *yaw* kapal meningkat sebesar $0,0669 \text{ rad/s}$ kekiri, kemudian kekanan sebesar $0,0501 \text{ rad/s}$. Setelah terkena gaya *impact* kapal mulai



Gambar 4.54: Kecepatan *Yaw* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

kembali menghadap sudut referensi pada detik ke 14 dengan besar kecepatan *yaw* adalah $1,5877 \times 10^{-3} \text{ rad/s}$. Pada Gambar 4.54 juga terlihat bahwa variasi N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *yaw* kapal. Namun terlihat bahwa gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali dengan sudut turret 30° mempengaruhi kecepatan *yaw* paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.

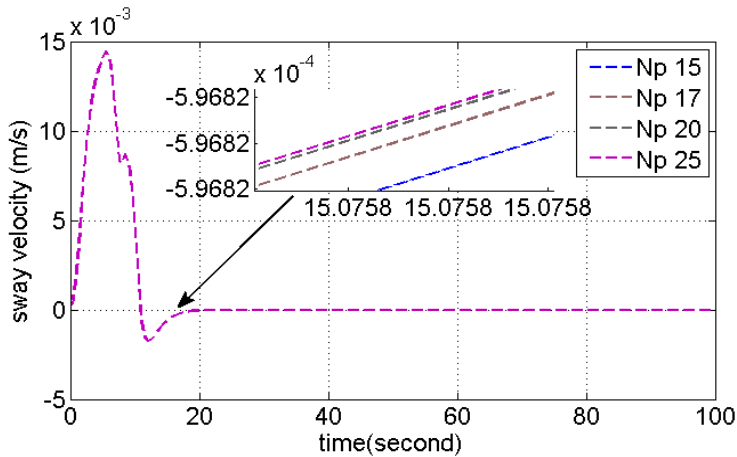
Hasil simulasi pada Gambar 4.55 menunjukkan bahwa besar sudut *rudder* (sudut kemudi) bersesuaian dengan kecepatan *yaw*. Besar sudut *rudder* mencapai $17,1682^\circ$ pada detik ke 2,5. Dalam hal ini nilai minus berarti kapal berjalan ke arah kiri. Kemudian sudut *rudder* kapal mulai mendekati nol pada detik ke 7, dan menjauhi nol sebesar $0,9847^\circ$, setelah itu sudut *rudder* kapal kembali menuju nol. Namun karena kapal melakukan penembakan sesaat sebelum menuju



Gambar 4.55: Sudut *rudder* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

referensi, maka sudut *rudder* bergerak ke arah kiri sebesar $13,1555^\circ$ kemudian bergerak ke kanan sebesar $11,8444^\circ$, dan pada detik ke 14 sudut *rudder* kapal sudah mendekati nilai 0° . Pada Gambar 4.55 terlihat bahwa variasi nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap sudut *rudder* untuk model kapal 2 DOF. Dapat ditinjau bahwa gaya *impact* dengan sudut *turret* peluru kendali 30° yang mempengaruhi sudut *rudder* paling besar terjadi pada saat nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

Hasil simulasi pada Gambar 4.56 menunjukkan bahwa arah gerak kecepatan *sway* berkebalikan dengan sudut *rudder* kapal. Kecepatan *sway* meningkat dari 0 m/s mencapai nilai $0,0145 \text{ m/s}$ pada detik ke 5,5, kemudian kecepatan berkurang dan mendekati nol m/s namun karena gaya *impact* yang mengenai kapal sesaat sebelum menghadap sudut referensi kapal bergerak ke kiri kemudian ke kanan.



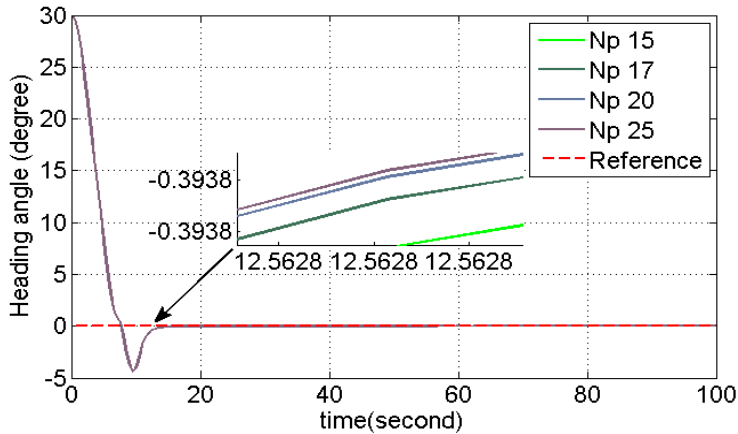
Gambar 4.56: Kecepatan *Sway* Untuk $\alpha_M = 30^\circ$

Pada detik ke 20, kecepatan *sway* kembali mendekati nol. Pada Gambar 4.56 juga menunjukkan bahwa variasi perubahan nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *sway* dari model kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat gaya *impact* dengan sudut turret 30° yang mempengaruhi kecepatan *sway* paling besar pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.

Simulasi XII

Gambar 4.57-4.60 adalah hasil simulasi dengan menggunakan sudut turret $\alpha_M = 45^\circ$. Nilai N_p yang telah dipilih sebelumnya, yaitu 15, 17, 20, dan 25.

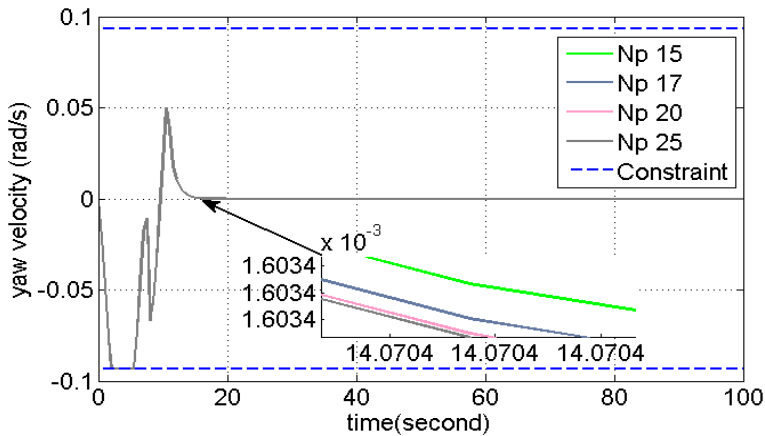
Hasil simulasi pada Gambar 4.57 menunjukkan bahwa sudut *yaw* kapal dari 30° mulai mendekati nilai sudut yang diinginkan yaitu 0° pada detik ke 8. Namun telah dilakukan penembakan peluru kendali (*missile*) pada detik ke 9,5 yang



Gambar 4.57: Sudut *Yaw* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

mengakibatkan terjadinya gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* yang mengenai kapal mengakibatkan sudut *yaw* kapal bergerak ke kiri menjauhi refensi sesaat setelah menembak sebesar $4,3509^\circ$. Pada Gambar 4.57 terlihat bahwa variasi N_p yang dilakukan tidak memberikan perubahan yang signifikan untuk kendali haluan kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat pengaruh gaya *impact* dengan sudut turret $\alpha_M = 45^\circ$ terhadap sudut *yaw* kapal yang paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.

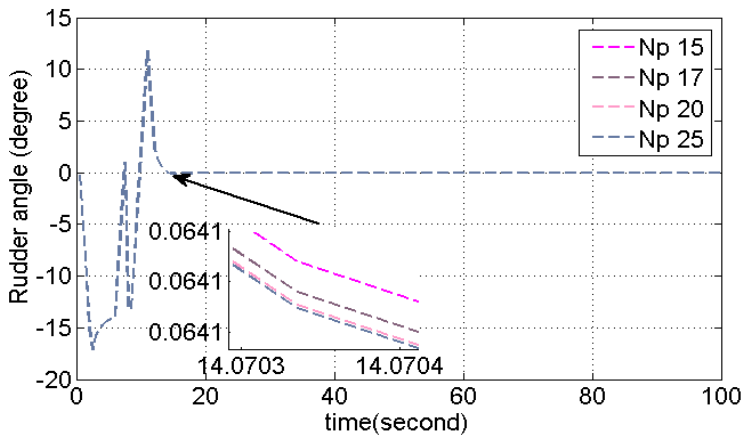
Hasil simulasi pada Gambar 4.58 menunjukkan bahwa kecepatan *yaw* mencapai nilai $0,0932 \text{ rad/s}$ pada detik ke 2,5. Namun karena kapal mendapatkan instruksi untuk menembakan peluru kendali (*missile*) saat detik ke 9, maka sesaat setelah menembak terjadilah gaya *impact* pada kapal. Gaya *impact* ini mengakibatkan kecepatan *yaw* kapal meningkat sebesar $0,067 \text{ rad/s}$ kekiri, kemudian kekanan



Gambar 4.58: Kecepatan *Yaw* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

sebesar $0,05 \text{ rad/s}$. Setelah terkena gaya *impact* kapal mulai kembali menghadap sudut referensi pada detik ke 14 dengan besar nilai kecepatan *yaw* $1,6034 \times 10^{-3} \text{ rad/s}$. Pada Gambar 4.58 juga terlihat bahwa variasi N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *yaw* kapal. Namun terlihat bahwa gaya *impact* akibat penembakan peluru kendali dengan sudut turret 45° mempengaruhi kecepatan *yaw* paling besar terjadi pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.

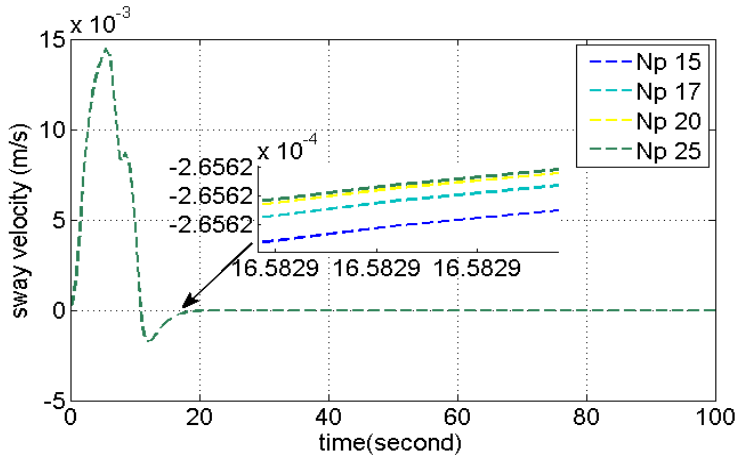
Hasil simulasi pada Gambar 4.59 menunjukkan bahwa besar sudut *rudder* (sudut kemudi) bersesuaian dengan kecepatan *yaw*. Besar sudut *rudder* mencapai $17,1682^\circ$ pada detik ke 2,5. Dalam hal ini nilai minus berarti kapal berjalan ke arah kiri. Kemudian sudut *rudder* kapal mulai mendekati nol pada detik ke 5, dan menjauhi nol sebesar $0,9847^\circ$, setelah itu sudut *rudder* kapal kembali menuju nol. Namun



Gambar 4.59: Sudut *rudder* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

karena kapal melakukan penembakan sesaat sebelum menuju referensi, maka sudut *rudder* bergerak ke arah kiri sebesar $13,1555^\circ$ kemudian bergerak ke kanan sebesar $11,8444^\circ$, dan pada detik ke 14 sudut *rudder* kapal sudah mendekati nilai 0° . Pada Gambar 4.59 terlihat bahwa variasi nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap sudut *rudder* untuk model kapal 2 DOF. Dapat ditinjau bahwa gaya *impact* dengan sudut *turret* peluru kendali 15° yang mempengaruhi sudut *rudder* paling besar terjadi pada saat nilai $N_p = 25$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 15$.

Hasil simulasi pada Gambar 4.60 menunjukkan bahwa arah gerak kecepatan *sway* berkebalikan dengan sudut *rudder* kapal. Kecepatan *sway* meningkat dari 0 m/s mencapai nilai $0,0145 \text{ m/s}$ pada detik ke 5,5, kemudian kecepatan berkurang dan mendekati nol m/s namun karena gaya *impact* yang mengenai kapal sesaat sebelum menghadap



Gambar 4.60: Kecepatan *Sway* Untuk $\alpha_M = 45^\circ$

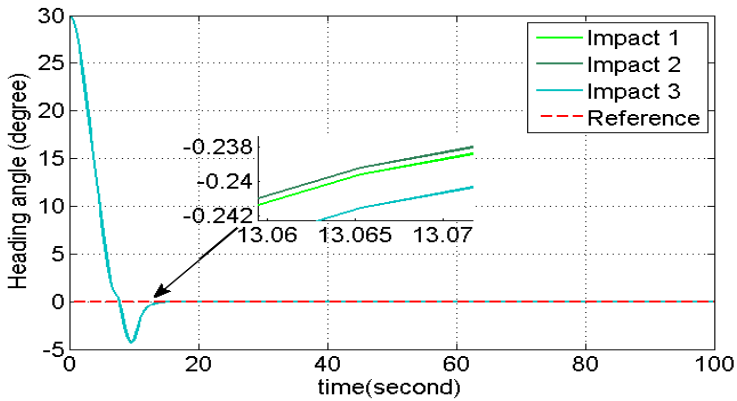
sudut referensi kapal bergerak kekiri kemudian kekanan. Pada detik ke 20, kecepatan *sway* kembali mendekati nol. Pada Gambar 4.60 juga menunjukkan bahwa variasi perubahan nilai N_p tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kecepatan *sway* dari model kapal 2 DOF. Namun dapat dilihat gaya *impact* dengan sudut turret 45° yang mempengaruhi kecepatan *sway* paling besar pada nilai $N_p = 15$ dan yang paling kecil terjadi pada saat nilai $N_p = 25$.

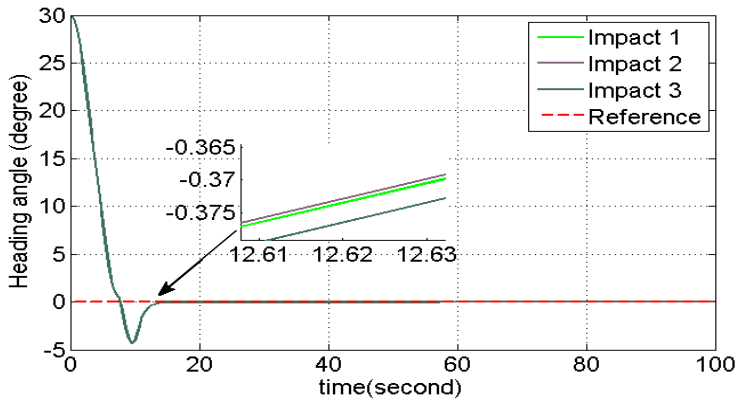
Berikut adalah perbandingan sudut *yaw* pada skenario keempat dengan N_p yang sama, namun dengan gaya *impact* yang disebabkan dari sudut turret peluru kendali berbeda yaitu $\alpha_M = 15^\circ$, $\alpha_M = 30^\circ$, dan $\alpha_M = 45^\circ$.

Dari Gambar 4.61-4.64 terlihat bahwa gaya *impact* yang paling besar atau dapat dikatakan gaya *impact* yang mengakibatkan sudut *yaw* membutuhkan waktu semakin

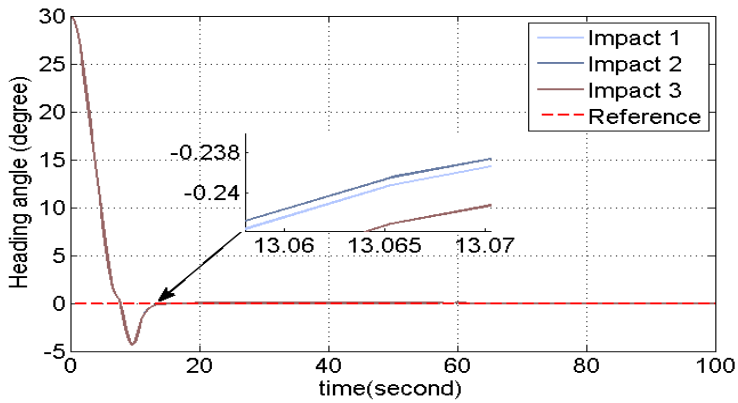
Tabel 4.9: Keluaran Sudut *yaw* Skenario IV

Impact	Np	t_t	t_i	t_m	ψ
$\alpha_M = 15^\circ$	15	9	9,5	9,5477	$-4,3441^\circ$
	17	9	9,5	9,5477	$-4,3441^\circ$
	20	9	9,5	9,5477	$-4,3441^\circ$
	25	9	9,5	9,5477	$-4,3441^\circ$
$\alpha_M = 30^\circ$	15	9	9,5	9,5477	$-4,3427^\circ$
	17	9	9,5	9,5477	$-4,3427^\circ$
	20	9	9,5	9,5477	$-4,3427^\circ$
	25	9	9,5	9,5477	$-4,3427^\circ$
$\alpha_M = 45^\circ$	15	9	9,5	9,5477	$-4,3509^\circ$
	17	9	9,5	9,5477	$-4,3509^\circ$
	20	9	9,5	9,5477	$-4,3509^\circ$
	25	9	9,5	9,5477	$-4,3509^\circ$

**Gambar 4.61:** Perbandingan Sudut *Yaw* $N_p = 15$

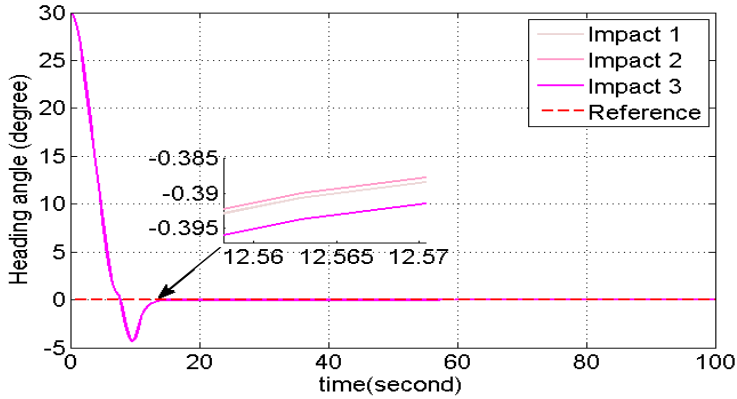


Gambar 4.62: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 17$



Gambar 4.63: Perbandingan Sudut $Yaw N_p = 20$

lama untuk mendekati sudut referensi adalah gaya *impact* yang dihasilkan dari penembakan peluru kendali dengan



Gambar 4.64: Perbandingan Sudut Yaw $N_p = 25$

sudut *turret* $\alpha_M = 45^\circ$ (Gaya *Impact* 3).

Selanjutnya untuk membandingkan performansi optimasi, akan dihitung RMSE dari tiap simulasi pada skenario pertama, skenario kedua, skenario ketiga dan skenario keempat dengan variasi nilai N_p yang telah dipilih. Berikut adalah rumus RMSE yang digunakan

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{TotalTime} \sum_{i=0}^{TotalTime} (\hat{y}_d(k+i) - \hat{y}(k+i))^2}$$

dengan

\hat{y}_d adalah sudut *yaw* yang diinginkan, dan

\hat{y} adalah keluaran sudut *yaw* (output sistem).

Berikut adalah perbandingan nilai RMSE yang dihasilkan dari pengaruh gaya *impact* dari skenario pertama dengan nilai yang berbeda, yaitu gaya *impact* yang disebabkan oleh sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$, $\alpha_M = 30^\circ$, dan $\alpha_M = 45^\circ$, serta variasi nilai N_p yang berbeda yaitu $N_p = 15$, $N_p = 17$, $N_p = 20$, dan juga $N_p = 25$.

Tabel 4.10: Nilai RMSE Skenario Pertama

Impact	Np	RMSE
$\alpha_M = 15^\circ$	15	$5,61760477767938 \times 10^{-22}$
	17	$5,61758908261499 \times 10^{-22}$
	20	$5,61757576043805 \times 10^{-22}$
	25	$5,61757177697635 \times 10^{-22}$
$\alpha_M = 30^\circ$	15	$5,61714084117546 \times 10^{-22}$
	17	$5,61712515021549 \times 10^{-22}$
	20	$5,61711182952431 \times 10^{-22}$
	25	$5,61710784644527 \times 10^{-22}$
$\alpha_M = 45^\circ$	15	$5,61986836461624 \times 10^{-22}$
	17	$5,61985264952543 \times 10^{-22}$
	20	$5,61983932009882 \times 10^{-22}$
	25	$5,61983533476869 \times 10^{-22}$

Berikut adalah perbandingan nilai RMSE yang dihasilkan dari pengaruh gaya *impact* dari skenario kedua dengan waktu tembak rudal detik ke 2,5, yaitu gaya *impact* yang disebabkan oleh sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$, $\alpha_M = 30^\circ$, dan $\alpha_M = 45^\circ$, serta variasi nilai N_p yang berbeda yaitu $N_p = 15$, $N_p = 17$, $N_p = 20$, dan juga $N_p = 25$.

Tabel 4.11: Nilai RMSE Skenario Kedua dengan t_t detik ke 2,5

Impact	N_p	RMSE
$\alpha_M = 15^\circ$	15	$1,02486907401971 \times 10^{-27}$
	17	$1,02486509263426 \times 10^{-27}$
	20	$1,02485751591847 \times 10^{-27}$
	25	$1,0248551100221 \times 10^{-27}$
$\alpha_M = 30^\circ$	15	$1,02473160403705 \times 10^{-27}$
	17	$1,02472762289345 \times 10^{-27}$
	20	$1,02472004709547 \times 10^{-27}$
	25	$1,02471764149672 \times 10^{-27}$
$\alpha_M = 45^\circ$	15	$1,02553980213539 \times 10^{-27}$
	17	$1,02553581956943 \times 10^{-27}$
	20	$1,02552823837577 \times 10^{-27}$
	25	$1,02552583102766 \times 10^{-27}$

Berikut adalah perbandingan nilai RMSE yang dihasilkan dari pengaruh gaya *impact* dari skenario kedua dengan waktu tembak rudal detik ke 4, yaitu gaya *impact* yang disebabkan oleh sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$, $\alpha_M = 30^\circ$, dan $\alpha_M = 45^\circ$, serta variasi nilai N_p yang berbeda yaitu $N_p = 15$, $N_p = 17$, $N_p = 20$, dan juga $N_p = 25$.

Tabel 4.12: Nilai RMSE Skenario Kedua dengan t_t detik ke 4

Impact	Np	RMSE
$\alpha_M = 15^\circ$	15	$1,02925801679525 \times 10^{-27}$
	17	$1,02925401627842 \times 10^{-27}$
	20	$1,0292463940077 \times 10^{-27}$
	25	$1,02924397338582 \times 10^{-27}$
$\alpha_M = 30^\circ$	15	$1,02891174073699 \times 10^{-27}$
	17	$1,0289077408591 \times 10^{-27}$
	20	$1,02890012091919 \times 10^{-27}$
	25	$1,02889770105251 \times 10^{-27}$
$\alpha_M = 45^\circ$	15	$1,03094752808708 \times 10^{-27}$
	17	$1,0309435244527 \times 10^{-27}$
	20	$1,03093589080966 \times 10^{-27}$
	25	$1,03093346650312 \times 10^{-27}$

Berikut adalah perbandingan nilai RMSE yang dihasilkan dari pengaruh gaya *impact* dari skenario ketiga dengan nilai yang berbeda, yaitu gaya *impact* yang disebabkan oleh sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$, $\alpha_M = 30^\circ$, dan $\alpha_M = 45^\circ$, serta variasi nilai N_p yang berbeda yaitu $N_p = 15$, $N_p = 17$, $N_p = 20$, dan juga $N_p = 25$.

Tabel 4.13: Nilai RMSE Skenario Ketiga

Impact	Np	RMSE
$\alpha_M = 15^\circ$	15	$5,61763053557296 \times 10^{-22}$
	17	$5,61761484043053 \times 10^{-22}$
	20	$5,61760151813288 \times 10^{-22}$
	25	$5,61759753463351 \times 10^{-22}$
$\alpha_M = 30^\circ$	15	$5,61716659906895 \times 10^{-22}$
	17	$5,61715090803113 \times 10^{-22}$
	20	$5,61713758721904 \times 10^{-22}$
	25	$5,61713360410236 \times 10^{-22}$
$\alpha_M = 45^\circ$	15	$5,61989412250965 \times 10^{-22}$
	17	$5,61987840734113 \times 10^{-22}$
	20	$5,61986507779379 \times 10^{-22}$
	25	$5,61986109242571 \times 10^{-22}$

Berikut adalah perbandingan nilai RMSE yang dihasilkan dari pengaruh gaya *impact* dari skenario keempat dengan nilai yang berbeda, yaitu gaya *impact* yang disebabkan oleh sudut turret $\alpha_M = 15^\circ$, $\alpha_M = 30^\circ$, dan $\alpha_M = 45^\circ$, serta variasi nilai N_p yang berbeda yaitu $N_p = 15$, $N_p = 17$, $N_p = 20$, dan juga $N_p = 25$.

Tabel 4.14: Nilai RMSE Skenario Keempat

Impact	Np	RMSE
$\alpha_M = 15^\circ$	15	$8,58098337633097 \times 10^{-27}$
	17	$8,58096050282732 \times 10^{-27}$
	20	$8,58091315576236 \times 10^{-27}$
	25	$8,58089814135402 \times 10^{-27}$
$\alpha_M = 30^\circ$	15	$8,57240023834249 \times 10^{-27}$
	17	$8,57237739519588 \times 10^{-27}$
	20	$8,5723300955625 \times 10^{-27}$
	25	$8,57231509600079 \times 10^{-27}$
$\alpha_M = 45^\circ$	15	$8,62286126018407 \times 10^{-27}$
	17	$8,62283823856952 \times 10^{-27}$
	20	$8,62279066008008 \times 10^{-27}$
	25	$8,62277557322927 \times 10^{-27}$

BAB V

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Kesimpulan dari Tugas Akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Kendali dengan metode MPC dapat diterapkan untuk mengendalikan haluan kapal perang saat melakukan penembakan peluru kendali berupa rudal (*missile*). Hal tersebut dapat dilihat dari simulasi kendali sudut *yaw* yang mendekati *reference angle* (sudut yang diinginkan) setelah melakukan penembakan.
2. Hasil simulasi menunjukkan bahwa dengan menggunakan koefisien bobot matriks Q adalah 100, dan matriks R adalah 1, dan dipengaruhi oleh gaya *impact* terbesar (sudut *turret* (α_M) adalah 45°), nilai *prediction horizon* (N_p) adalah 25 menghasilkan prediksi yang lebih baik jika dibandingkan dengan nilai *prediction horizon* 15, 17, dan 20 jika dilihat dari perbandingan nilai RMSE masing-masing N_p .

5.2 Saran

Adapun saran yang dapat dilakukan untuk penelitian selanjutnya, yaitu:

1. Pada Tugas Akhir ini, penulis hanya menggunakan dua derajat kebebasan kapal dalam melakukan misi penembakan, dan tanpa gangguan alam, sehingga untuk penelitian berikutnya dapat digunakan empat derajat kebebasan serta ditambahkan gangguan alam seperti gelombang air laut, dan angin.

2. Dalam Tugas akhir ini, kendali yang digunakan adalah MPC, sehingga pada penelitian berikutnya dapat digunakan modifikasi dari kendali MPC seperti DCMPC, atau C-DCMPC.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Kementrian Pertahanan Republik Indonesia, 2015, **Buku Putih Pertahanan Indonesia**, ISBN 978-979-8878-04-6
- [2] Kusuma, Dian.(2016).**Kendali Sudut Kemudi pada Mobil untuk Pelacakan Lintasan Dubins dengan Menggunakan *Model Predictive Control***. Tugas Akhir Jurusan Matematika. ITS. Surabaya
- [3] Li, Z and Sun, J, **Disturbance Compensating Model Predictive Control With Application to Ship Heading Control**. IEEE Transaction On Control System Technology, Vol 20, No.I, Hal 257-267. 2012.
- [4] Subchan, S.; Syaifudin, W. H.; Asfihani, T. (Juni,2014). **Ship Heading Control Of Corvette-Sigma With Disturbances Using Model Predictive Control**. Far East Journal of Applied Mathematics, Vol. 87, Issue 3.
- [5] Artileri, A. (2011, Juli). Kapal Perang: **Mengenal 4 Korvet Kelas SIGMA TNI AL**. Retrieved from Artileri.org: <http://www.artileri.org/2014/03/4korvet-kelas-sigma-tni-al.html>. Diakses pada 7 Juni 2018.
- [6] D.K. Gupta, K.L. Vasudev, dkk. **Genetic Algorithm Optimization Based Nonlinear Ship Manuvering Control**. Journal of Applied Ocean Research, Vol.74, pp 142-153. 2018.
- [7] Munadhif, Ii.(2015). **Perancangan Sistem Kendali Kestabilan *Rolling* Kapal Perang Kelas SIGMA**

Saat Bermanuver Menggunakan *Fuzzy Gain Scheduling*-PID., Tesis Jurusan Teknik Fisika. ITS. Surabaya.

- [8] Fossen, T.I. (1994). **Guidance and Control of Ocean Vehicles**. Hoboken :Wiley.
- [9] P. Shuwen, dkk. **Applying a Novel Extended Kalman Filter to Missile-Target Interception Wuth APN Guidance Law: A Benchmark Case Study**, Journal of Control Engineering Practice, Elsevier, Vol.18, pp 159-167. 2010.
- [10] Camacho dan Bordons. (2007). **Model Predictive Control**. Springer. London.
- [11] Ing. Martin Klauco. (2015). **Predictive Control of Complex Systems**. Institute of Information Engineering, Automation and Mathematics Faculty of Chemical and Food Technology, Slovak University of Technology. Bratislava, Slovak Republic.
- [12] Kamila, R.(2017). **Penerapan Extended Kalman Filter-Unknown Input-Without Direct Feedthrough (EKF-UI-WDF) Pada Kapal Dalam Misi Penembakan**. Thesis (Undergraduate) Repository ITS. Surabaya
- [13] Sha'aban; Lennox dan Lauri. (2013). **PID versus MPC Performance for SISO Dead-time Dominant Processes**. 10th IFAC International Symposium on Dynamics and Control of Process Systems, The International Federation of Automatic Control. Mumbai, India.

- [14] Subchan, Tahiyatul Asfihani.(2011).**The Missile Guidance Estimation Using Extended Kalman Filter-Unknown Input-Without Feedthrough (EKF-UI-WDF) Method.**, J.Indones.Math.Soc. Vol 19, No.1 (2013), pp.1-14.

LAMPIRAN A

Biodata Penulis

Penulis bernama Dian Eka Wardhani, biasa dipanggil Dian. Penulis dilahirkan di Surabaya, 26 Februari 1996. Penulis menempuh pendidikan formal dimulai dari TK Budi Dharma Surabaya (2000-2002), SDN Wonokromo II/391 Surabaya (2002-2008), SMP Negeri 22 Surabaya (2008-2011), dan SMA Negeri 1 Surabaya (2011-2014). Kemudian penulis melanjutkan studi ke jenjang S1 di Jurusan Matematika ITS Surabaya pada tahun 2014 dengan NRP 06111440000008. Di Departemen Matematika, penulis mengambil Bidang Minat Matematika Terapan. Selama kuliah, penulis memiliki pengalaman berorganisasi di KM ITS dan organisasi departemen yaitu sebagai Steering Committee Bidang Acara OMITS 2017, Head of Public Reation Bureau HIMATIKA ITS 16/17, dan sebagai Kepala Departemen Internal UKTK ITS 16/17.

Informasi lebih lanjut mengenai Tugas Akhir ini dapat ditujukan ke penulis melalui email: *dianekawardhani@gmail.com*